

3100096007816

TUGAS AKHIR (NA 1701)

PERANCANGAN FOIL DENGAN FLAP PADA HIDROFOIL KAPAL CEPAT FPB - 28

RSke
623.820 4
Ali
p-1
1995



PERPUSTAKAAN	
ITS	
Tgl. Terima	25 AUG 1995
Instansi	14
No. Dokumen	5578

OLEH

BAHARUDDIN ALI

NRP : 4914100399

JURUSAN TEKNIK PERKAPALAN
FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA

1995

LEMBAR PENGESAHAN

Surabaya, Juli 1995

mengetahui

Dosen pembimbing

A handwritten signature in black ink, consisting of several loops and a long horizontal stroke at the end.

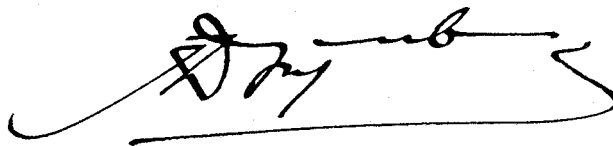
(Ir. Mahardjo Wartono)

LEMBAR PENGESAHAN

Surabaya, Juli 1995

mengetahui

Dosen pembimbing

A handwritten signature in black ink, appearing to read 'Eko Budi Djatmiko', with a long horizontal flourish extending to the right.

(Ir. Eko Budi Djatmiko, Ph.d)



JURUSAN TEKNIK PERKAPALAN

FAKULTAS TEKNOLOGI KELAUTAN ITS

SURAT KEPUTUSAN TUGAS AKHIR (NA 1701)

No. : 43 /PT12.FTK2/M/1995

Nama Mahasiswa : Baharuddin Ali
Nomor Pokok : 4914100399
Tanggal diberikan tugas : 6 Maret 1995
Tanggal selesai tugas : 28 Juli 1995
Dosen Pembimbing : 1. Ir. Eko Budi D, Ph.D
2. Ir. Mahardjo Wartono

Uraian / judul tugas akhir yang diberikan :

PERANCANGAN FOIL DENGAN FLAP PADA HIDROFOIL KAPAL CEPAT FPB-28



Surabaya, 27 Maret

1995

Jurusan Teknik Perkapalan FTK-ITS

Tembusan :

1. Yth. Dekan FTK-ITS.
2. Yth. Dosen Pembimbing.
3. Arsip.

Ir. Soejitno.

NIP. 130532029

ABSTRAK

Kapal Hidrofoil untuk mengangkat badan kapalnya ke permukaan air memanfaatkan gaya angkat yang ditimbulkan oleh sayap yang terbenam di bawah permukaan air.

Dalam beroperasi kapal hidrofoil tidak selalu dengan kecepatan tinggi, sehingga lift sayap akan menurun, untuk mampu mengangkat badan kapal maka dioperasikan flap, dimana flap akan menaikkan coefficient lift sayap.

Perancangan sayap dengan flap meliputi beberapa parameter yaitu jenis foil, sudut serang, swept back angle (Λ), aspect ratio (AR), taper ratio (λ), twist, chord flap ratio (C_f/C), dan sudut defleksi flap (δ).

Dengan rumus-rumus pendekatan yang dikembangkan NACA dan hasil analisa terhadap beberapa parameter tersebut akan dihasilkan sayap yang optimum untuk kapal FPB - 28 yaitu : jenis foil NACA 63-012, swept back angle = 20° , aspect ratio (AR) = 3, taper ratio = 0.3, span = 3.156 m, chord flap ratio = 0.3, sudut defleksi maximum = 60° .

KATA PENGANTAR

Assalamu'alaikum Wr. Wb.

Alhamdulillah, segala puji bagi Allah, Robb seluruh alam, yang atas rahmat dan pertolonganNya, tugas akhir ini dapat terselesaikan.

Tugas akhir dengan judul PERANCANGAN FOIL DENGAN FLAP PADA HIDROFOIL KAPAL CEPAT FPB - 28 disusun sebagai salah satu syarat untuk menyelesaikan belajar di Jurusan Teknik Perkapalan, Fakultas Teknologi Kelautan, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya.

Penulis menyampaikan banyak terima kasih kepada :

1. Bapak, Ibu dan adik-adikku yang selalu mendo'akan dan memberikan bantuan moril dan materiil selama ini.
2. Bapak Ir. Eko Budi Djatmiko, Ph.d dan Bapak Ir. Mahardjo Wartono selaku dosen pembimbing tugas akhir ini yang memberikan bimbingan serta saran sehingga terselesaikannya tugas akhir ini.
3. Bapak Ir. Soejitno dan Bapak Ir. Ahmad Zubaedi, M.Eng selaku Ketua Jurusan dan Sekretaris Jurusan Teknik Perkapalan.
4. Akhi Hasan Badri, yang atas kebaikannya memberikan kesempatan kepada penulis memakai komputernya untuk menyelesaikan tugas akhir ini, semoga Allah membalas atas kebaikannya.
5. Ikhwahfillah anggota asrama JMMI - ITS, Atok, Faridz, Budi, Harjanto, Rosyid, Joko dan Eko yang memberikan dorongan dan kebaikannya selama ini.

6. Ikhwahfillah JMMI - ITS, teman teman seperjuangan yang senantiasa memberikan dorongan sehingga terselesaikannya tugas akhir ini
7. Bapak Mi'an, mas Warsino, mas Sahrul, mas Parjo, Gus Maksum dan semua penghuni gudang Manarul 'Ilmi yang memberikan kebaikannya selama ini kepada penulis untuk bergabung menjadi anggota gudang.
8. Mas Aries, Mas Agus Budiman, Bambang dan Marsis yang memberikan bantuan selama penulis menyelesaikan tugas akhir ini.
9. Teman-teman almamater Matematika ITS yang memberikan bantuan dan semangat kepada penulis.
10. Teman-teman seperjuangan P-31 dan teman-teman di FTK yang selama ini bersama-sama dalam suka-duka.
11. Masjid Manarul 'Ilmi dan ruangan sekretariat JMMI yang senantiasa menemani .
12. Dan semuanya yang tak bisa penulis sebutkan satu-satu.

Akhirnya penulis menyadari bahwa tulisan ini masih banyak kekurangan maka sangat dibutuhkan kritik dan saran untuk mengembangkannya lebih baik. Semoga tulisan ini bermanfaat untuk semua, Amin.

Wassalamu'alaikum Wr. Wb.

Surabaya, Juli 1995

Penulis

DAFTAR ISI

Lembar pengesahan

Lembar SK Tugas Akhir

Abstrak

Kata pengantar

Daftar isi

Daftar notasi

BAB I PENDAHULUAN

I.1	Latar belakang	I-1
I.2	Tujuan penulisan	I-2
I.3	Batasan masalah	I-2
I.4	Ruang lingkup pembahasan	I-3
I.5	Sistematika pembahasan	I-3

BAB II DASAR TEORI

II.1	Persamaan Bernoulli	II-1
II.2	Reynold number	II-2
II.3	Separasi	II-2
II.4	Lift	II-4
II.5	Drag	II-5
II.6	Aliran fluida di sekeliling sayap terbatas	II-6
II.7	Aerofoil	II-8
II.7.1	Type aerofoil	II-9
II.7.2	Karakteristik aerofoil dengan camber	II-11
II.8	High lift devices	II-14

BAB III MODIFIKASI KAPAL CEPAT FPB - 28 MENJADI KAPAL TYPE

HIDROFOIL

III.1	Gambaran umum kapal hidrofoil	III-1
-------	-------------------------------	-------

III.1.1	Kapal hidrofoil dalam operasi militer	III-1
III.1.2	Kemampuan operasional kapal hidrofoil	III-2
III.2	Pertimbangan dalam perancangan foil	III-3
III.2.1	Konfigurasi hidrofoil	III-3
III.2.2	Susunan foil	III-4
III.2.3	Pengaturan variasi gaya angkat	III-5
III.2.4	Peletakkan kemudi	III-6
III.2.5	Bentuk penampang sayap	III-7
III.3	Modifikasi Kapal Cepat FPB - 28 menjadi type kapal hidrofoil	III-8
III.3.1	Konfigurasi kapal hidrofoil FPB - 28	III-9
III.3.2	Susunan sayap	III-9
III.3.3	Pengaturan variasi gaya angkat	III-10
III.3.4	Bentuk sayap	III-10
BAB IV	PERANCANGAN SAYAP	
IV.1	Beban sayap	IV.1
IV.2	Pemilihan foil	IV.2
IV.3	Dimensi sayap	IV-3
IV.3.1	Sudut serang	IV-3
IV.3.2	Flap	IV-3
IV.3.3	Chord flap ratio	IV-6
IV.3.4	Swept back	IV-6
IV.3.5	Luasan sayap	IV-7
IV.3.6	Taper ratio	IV-8
IV.3.7	Aspec ratio	IV-8
IV.3.8	Span	IV-9
IV.3.9	Chord	IV-9
IV.3.10	Twist	IV-9
IV.4	Perhitungan gaya angkat	IV-10

BAB V ANALISA PERANCANGAN SAYAP

V.1	Analisa peletakan sayap terhadap konfigurasi sayap	V-2
V.2	Analisa pengaruh geometris sayap terhadap karakteristik sayap	V-3
V.3	Analisa pengaruh aspect ratio terhadap distribusi lift sepanjang sayap dan total lift sayap	V-5
V.4	Analisa pengaruh taper ratio terhadap distribusi lift sepanjang sayap dan total lift sayap	V-7
V.5	Analisa pengoperasian high lift devices terhadap lift total sayap	V-8
V.5.1	Sudut defleksi flap	V-9
V.5.2	Chord flap ratio	V-10

BAB VI KESIMPULAN

Daftar pustaka	VI-1
Lampiran	

DAFTAR NOTASI YANG DIGUNAKAN

AR	= Aspec ratio
a	= Jari-jari lingkaran pemeta
b	= Span sayap
C	= Chord masing-masing posisi pada sayap
\bar{C}	= Chord rata-rata
Cd	= Koefisien drag
Cdi	= Koefisien induced drag
Cf/C	= Chord flap ratio
Cl	= Koefisien lift
Cl _a	= Koefisien additional section lift
Cl _b	= Koefisien basic section lift
Cl _{max}	= Koefisien lift maximum
Cr	= Panjang root chord
Ct	= Panjang tip chord
D	= Drag
D _i	= Induced drag
e	= Twist
g	= Konstanta gravitasi (9.81 m/s ²)
H	= Tinggi kapal

L	= Gaya angkat (lift)
LCG	= Longitudinal center of gravity
L_{pp}	= Panjang kapal diantara AP dan FP
LOA	= Panjang keseluruhan kapal
L_{wl}	= Panjang garis air
L_a	= Additional section lift
L_b	= Basic section Lift
M	= Bilangan Mach
P	= Tekanan
r	= Jari-jari lingkaran
Re	= Reynold number
S	= Luasan sayap
T	= Sarat kapal
V	= vektor kecepatan
V_{eff}	= Kecepatan efektif
V_o	= Kecepatan fluida bebas (V_{∞})
V_r	= Komponen kecepatan dalam arah radial
V_{θ}	= Komponen kecepatan dalam arah tangensial
W	= Berat kapal
W_1	= Beban pada foil depan
W_2	= Beban pada foil belakang
Z	= Variabel komplek
α	= Sudut serang
δ	= Sudut defleksi flap
$\delta\xi$	= Parameter ketebalan aerofoil

$\delta\eta$	= Parameter kelengkungan aerofoil
ψ	= Fungsi arus
ϕ	= Potensial kecepatan
Γ	= Sirkulasi
ξ	= Komponen riil dari variabel kompleks ζ
η	= Komponen imajiner dari variabel kompleks ζ , Faktor koreksi flap
ζ	= Variabel kompleks
τ	= Faktor efektifitas flap
Λ	= Swept back angle
λ	= Taper Ratio
ρ	= Density air laut (1025 kg/m^3)
θ_s	= Sudut stagnasi
μ	= Koefisien kekentalan kinematis

BAB I
PENDAHULUAN



BAB I PENDAHULUAN

I.1 LATAR BELAKANG

Pembangunan kapal hidrofoil didasari pada pemikiran untuk memperkecil tahanan kapal dengan jalan mengangkat badan kapal di atas permukaan air. Tahanan terbesar terletak pada luasan permukaan kulit lambung kapal yang tercelup di dalam air (WSA = wetted surface area).

Untuk mengangkat badan kapal ke permukaan air diperlukan gaya angkat yang mana dihasilkan sistim sayap, sebagaimana kapal terbang. Bagian utama kapal hidrofoil yang menghasilkan gaya angkat adalah sayap. Besarnya gaya angkat ini berbanding lurus dengan density air, luas permukaan sayap, koefisien lift dan kuadrat kecepatan aliran air yang merupakan kecepatan kapal itu sendiri. Salah satu jenis sayap yang digunakan kapal hidrofoil adalah sayap dengan flap.

Selama beroperasi kapal hidrofoil tidak terus menerus beroperasi dengan kecepatan tinggi. Pada saat take off dan landing kapal akan beroperasi dengan kecepatan rendah ataupun kapal patroli ini melakukan pengintaian yang mana tetap dibutuhkan kapal dalam keadaan foilborne, dengan penurunan kecepatan ini di pihak lain lift yang dihasilkan harus mampu mengatasi gaya beratnya. Untuk itu koefisien lift sayap harus diperbesar untuk mengimbangi penurunan kecepatan yang terjadi.

I. 2 TUJUAN PENULISAN

Penulisan tugas akhir ini bertujuan :

1. Mengetahui faktor-faktor yang mempengaruhi dalam perancangan sayap dengan flap, serta hubungannya dengan teori-teori yang ada.
2. Mendapatkan karakteristik foil dengan flap yang optimum untuk kapal cepat FPB-28 sebagai kapal hidrofoil.
3. Mengetahui performance dari sayap pada operasionalnya berupa grafik fungsi kecepatan terhadap gaya angkat.

I.3 BATASAN MASALAH

Untuk analisis tugas akhir ini perlu diperjelas mengenai batasan permasalahan yang akan dibahas, yaitu :

- ♦ Aliran steady flow
- ♦ Incompressible flow pada setiap bagian
- ♦ Sifat uniform pada tiap bagian
- ♦ Foil yang dirancang khusus sistem foil pada kapal cepat FPB-28 yang dibangun dengan teknologi hidrofoil
- ♦ Spesifikasi kapal cepat FPB-28 diasumsikan tetap dan kecepatan kapal disesuaikan dengan kapal hidrofoil yang pernah dibangun
- ♦ Dalam perencanaan foil hanya akan dibahas dari aspek kemampuan menghasilkan gaya angkat yang besar tanpa memperhitungkan konstruksi, sistem kontrol maupun analisa ekonomi

- Dalam pembahasan atau perhitungan keadaan diasumsikan secara ideal dan dalam perancangan sayap mengambil hasil eksperimen NACA dan perhitungan secara semi empiris.

I.4 RUANG LINGKUP PEMBAHASAN

Pembahasa tugas akhir ini adalah untuk merancang sayap dengan flap untuk kapal hidrofoil FPB-28 yang mampu mengangkat bada kapal ke permukaan air, dengan menggunakan hasil eksperimen foil NACA (National Advisory Commite for Aeronoutic). Perancangan ini akan diuji dengan memvariasikan beberapa parameter sehingga diperoleh geometri sayap yang optimum.

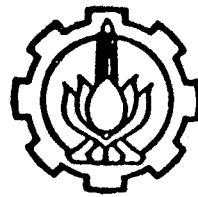
I. 5 SISTIMATIKA PEMBAHASAN

Dalam membahas tugas akhir ini digunakan sistimatika sebagai berikut :

- Bab I Pendahuluan, berisi tentang :
latar belakang, tujuan penulisan, batasan masalah, ruang lingkup pembahasan, sistimatika pembahasan.
- Bab II Dasar teori, berisi tentang :
Dasar mekanika fluida, aspek hidrodinamika, sayap terbatas flap.
- Bab III Modifikasi foil untuk kapal hidrofoil FPB-28 dengan memakai flap, berisi tentang :
Gambaran umum kapal hidrofoil, spesifdikasi kapal hidrofoil FPB-28.
- Bab IV Perancangan sayap dengan flap, berisi tentang :
Perhitungan untuk merancang dimensi sayap.
- Bab V Analisa perancangan sayap dengan flap.
- Bab VI Kesimpulan.

BAB II

DASAR TEORI



BAB II DASAR TEORI

II.1 PERSAMAAN BERNOULLI

Persamaan Bernoulli menyatakan hubungan antara perubahan tekanan terhadap kecepatan sepanjang stream line. Persamaan Bernoulli merupakan integrasi persamaan Euler [7] :

$$-\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial s} - g \frac{\partial Z}{\partial s} = \frac{\partial V}{\partial t} + V \frac{dV}{ds} \quad (2.1)$$

Jika partikel fluida berpindah sejauh ds sepanjang stream line dan aliran dianggap steady, maka :

$$-\frac{1}{\rho} dP - g dZ = V dV$$

atau

$$\frac{dP}{\rho} + g dZ + V dV = 0 \quad (2.2)$$

untuk aliran incompressible, dimana ρ dianggap konstan, maka :

$$\frac{P}{\rho} + gZ + \frac{V^2}{2} = 0 \quad (2.3)$$

dimana - aliran steady

- aliran tanpa gesekan
- aliran incompressible
- aliran sepanjang stream line

II.2 REYNOLD NUMBER

Angka Reynold merupakan bilangan tak berdimensi yang menjadi parameter untuk mengetahui transisi aliran laminar dan aliran turbulen.

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} \quad (2.4)$$

dimana :

V = kecepatan rata-rata aliran

L = Panjang karakteristik yang diukur pada medan aliran

Penjabaran lebih lanjut

$$\begin{aligned} Re &= \frac{\rho VL}{\mu} = \frac{\rho VL}{\mu} \cdot \frac{V}{V} \cdot \frac{L}{L} \cdot \frac{1}{L/L} \\ &= \frac{\rho V^2 L^2}{(\mu V/L) L^2} \end{aligned} \quad (2.5)$$

dimana :

$(\rho V^2 L^2)$ = tekanan dinamis x luasan

= gaya inersia

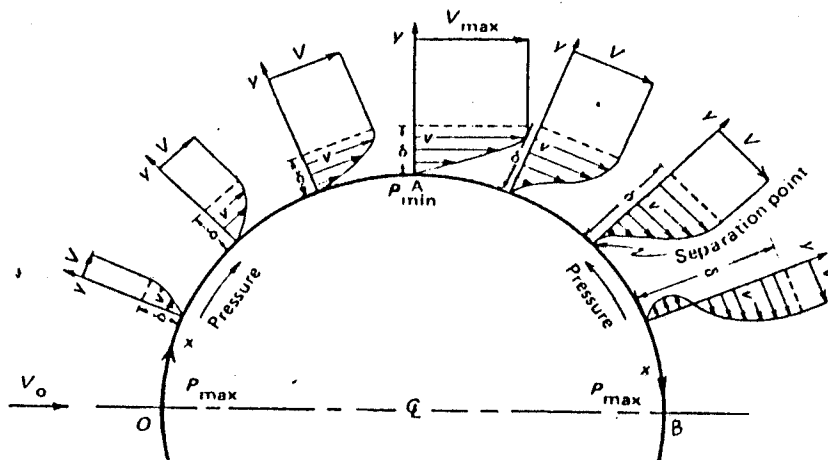
$(\mu V/L) L^2$ = tegangan geser x luasan

= gaya geser

Jadi angka Reynold adalah perbandingan gaya inersia dan gaya geser.

II.3 SEPARASI

Separasi aliran adalah suatu keadaan dimana momentum aliran tidak bisa mengatasi tegangan geser yang terjadi sehingga mengakibatkan pecahnya boundary layer.



gambar 2.1
Aliran viscous pada silinder [12]

Pada gambar di atas menunjukkan aliran viscous pada silinder, pada titik O adalah titik stagnasi, dimana kecepatannya nol dan tekanan yang terjadi maksimal. Selanjutnya terjadi boundary layer, dari titik O ke titik A terjadi kenaikan kecepatan yang berakibat penurunan tekanan, dari titik A ke titik B terjadi sebaliknya, sehingga boundary layer membesar yang berakibat tegangan geser membesar. Pada titik B momentum aliran tidak dapat mengalirkan tegangan geser yang terjadi sehingga mengakibatkan pecahnya boundary layer. Titik B ini disebut titik separasi dimana terjadi aliran balik. Hal ini menerangkan teori terjadinya stall.

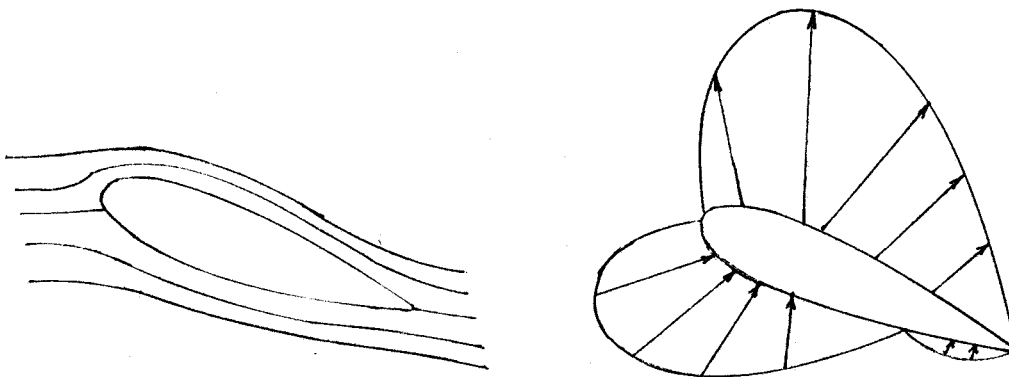
II.4 LIFT

Gaya angkat (lift) merupakan gaya yang timbul pada suatu obyek yang bergerak relatif terhadap fluida, arah gaya lift ini tegak lurus arah aliran. Gaya angkat ini dapat diterangkan melalui azas Bernoulli :

$$P + \frac{1}{2}\rho V^2 = C \quad (2.6)$$

Dari persamaan ini dapat diketahui bahwa kenaikan kecepatan akan diikuti turunnya tekanan dan begitu sebaliknya. Titik dimana kecepatan fluida sama dengan nol dan tekanan terbesar terjadi disebut titik stagnasi.

Untuk aerofoil simetris dan sudut serangnya nol, maka stream line dan distribusi tekanan akan simetri bila aliran fluida melaluinya. Bila aerofoil diberi sudut serang, maka kecepatan aliran fluida diatas permukaan aerofoil akan mengalami kenaikan dan di bagian bawah terjadi sebaliknya, sedangkan tekanan yang terjadi pada bagian atas aerofoil mengalami penurunan dan di bagian bawah terjadi kenaikan tekanan.



gambar 2.2
Foil simetris dengan sudut serang

Dengan adanya perbedaan tekanan ini akan mengakibatkan terjadinya lift.

Besar lift didefinisikan :

$$L = 1/2 \rho V^2 S C_l \quad (2.7)$$

dimana: L = gaya angkat

ρ = density

S = Luas permukaan sayap

V = kecepatan aliran

C_l = koefisien lift

II.5 DRAG

Drag adalah komponen gaya yang sejajar dan searah dengan aliran fluida bebas. Gaya ini terjadi karena suatu body yang bergerak relatif berlawanan dengan aliran fluida, sehingga sifatnya menghambat laju dari body tersebut dan dibutuhkan gaya untuk melawan gaya tersebut. Besarnya drag didefinisikan :

$$D = 1/2 \rho V^2 S C_d \quad (2.8)$$

C_d = Koefisien drag

Dari cara timbulnya drag dibagi dua, yaitu :

a. Zero lift drag

Merupakan gaya seret yang terjadi pada saat lift sama dengan nol. Zero lift drag ini terjadi dari gaya seret karena gesekan pada kulit.

Persamaan untuk Zero lift drag adalah :

$$D_z = 1/2 \rho V^2 \cdot S \cdot C_{dz} \quad (2.9)$$

dimana :

D_z = Zero lift drag

C_{dz} = Koefisien Zero lift drag

b. Induced drag

Penyebab utama timbulnya induced drag adalah terjadinya tip vortex di ujung sayap yang merubah gaya angkat menjadi condong ke belakang. Persamaan untuk induced drag adalah :

$$D_i = 1/2 \rho V^2 \cdot S \cdot C_{di} \quad (2.10)$$

dimana :

D_i = induced drag

C_{di} = koefisien induced drag

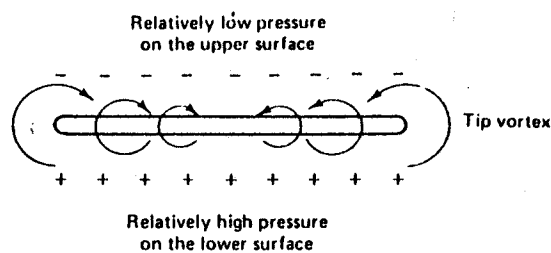
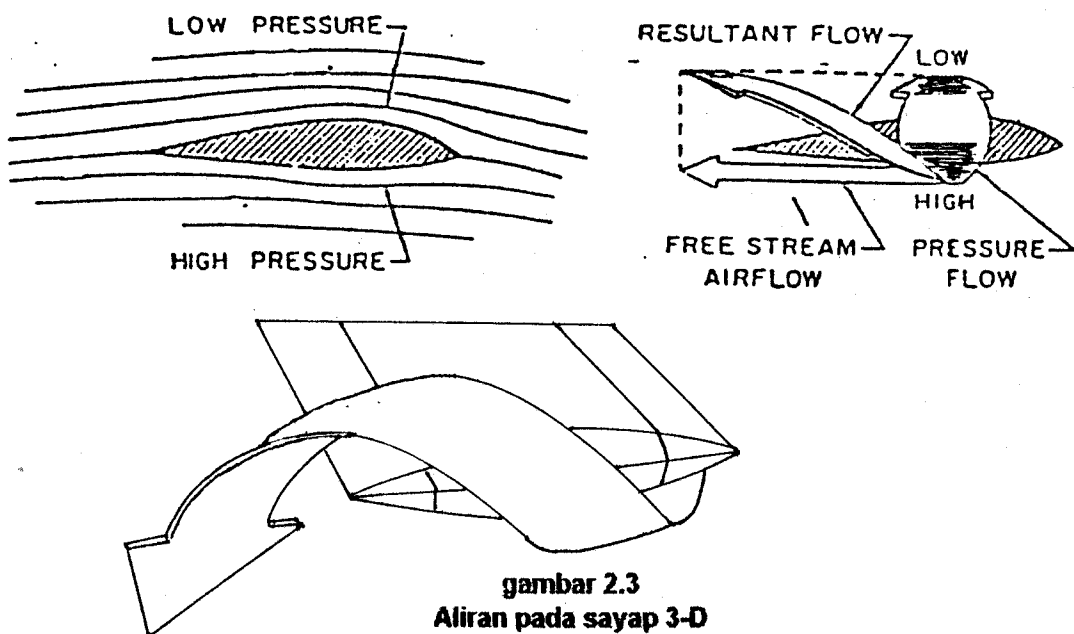
$$= \frac{C_l^2}{\pi AR}$$

AR = aspect ratio

II.6 ALIRAN FLUIDA DI SEKELILING SAYAP TERBATAS

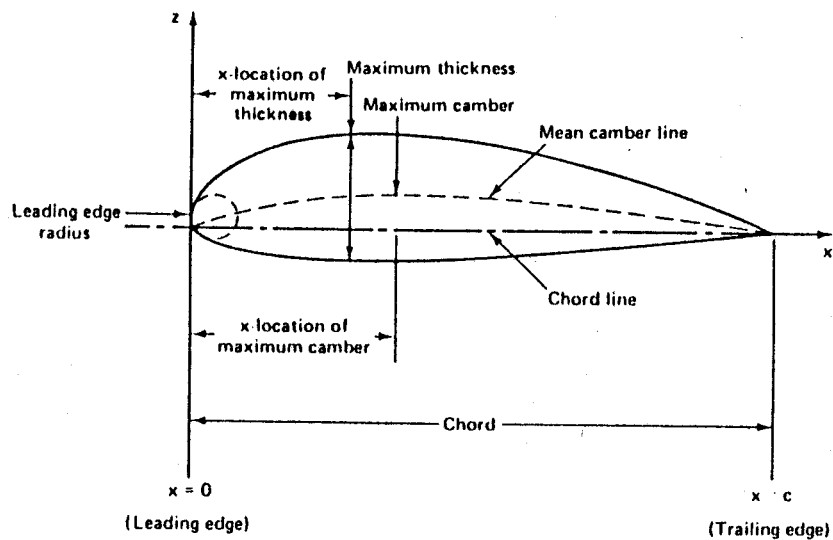
Pada pembahasan kita umumnya membahas aliran 2-D dengan panjang tak terbatas, maka untuk sayap ini dalam kenyataanya merupakan suatu bentuk sayap terbatas (finite wing).

Pada sayap 3-D terjadi suatu kebocoran aliran dari daerah yang bertekanan tinggi di bagian bawah sayap ke daerah bertekanan rendah pada bagian atas sayap pada ujung sayap. Adanya kebocoran inilah timbul tip vortex yang mengakibatkan turunnya efisiensi dari sayap untuk menghasilkan gaya angkat. Jika ini dikombinasikan dengan aliran udara bebas yang arah alirannya horizontal maka akan menghasilkan resultan aliran yang membentuk vortex.



gambar 2.4
Formasi trailing vortex pada sayap terbatas

II.7 AEROFOIL



gambar 2.5
Aerofoil [12]

Keterangan :

- Chordline adalah suatu garis lurus yang menghubungkan antara leading edge dan trailing edge dari aerofoil.
- Chord adalah ukuran panjang aerofoil.
- Mean camberline adalah suatu garis lengkung yang membagi sama besar antara permukaan atas dan bawah aerofoil.
- Maximum camber adalah jarak maximum antara mean camberline dengan chordline.
- Maximum thickness adalah jarak maximum antara permukaan atas dan bawah aerofoil.
- Leading edge radius adalah ukuran kehalusan dari leading edge atau jari-jari kelengkungan permukaan leading edge aerofoil.

II.7.1 TIPE AEROFOIL

Type aerofoil : [1]

♦ NACA 4 digit , artinya :

- Angka pertama menunjukkan nilai maximum camber diukur dalam % chord.
- Angka kedua menunjukkan lokasi maximum camber diukur dari leading edge dalam persepuluh chord.
- Dua angka terakhir menunjukkan ketebalan maximum dalam % chord.

contoh : NACA 2412

artinya : maximum camber sekitar 2% chord pada lokasi 0,4 chord diukur dari leading edge dan maximum ketebalan 12% chord.

♦ NACA 5 digit, artinya :

- Angka pertama menunjukkan design koefisien lift dikalikan 2/3 dalam persepuluh.
- Angka kedua dan ketiga menunjukkan lokasi maximum camber dari leading edge dibagi 2% chord.
- Dua angka terakhir menunjukkan tebal maximum dalam % chord.

contoh : NACA 23012

artinya : angka 2 menunjukkan desain lift koefisien sebesar 0,3, angka 30 menunjukkan lokasi maximal camber adalah 0,15 chord dari leading edge, angka 12 menunjukkan maksimal ketebalan sebesar 12% chord.

♦ NACA seri 1, artinya :

- Angka pertama menunjukkan angka desain.
- Angka kedua menunjukkan lokasi maximal ketebalan dalam sepersepuluh chord diukur dari leading edge.
- Angka ketiga menunjukkan desain lift koefisien dalam persepuluh.
- Dua angka terakhir menunjukkan tebal maximum dalam % chord.

contoh : NACA 16-212

artinya : NACA seri 1, lokasi ketebalan maksimal adalah 0,6 chord diukur dari leading edge, desain keefisien lift sebesar 0,2 dan ketebalan maximum 12% chord.

♦ NACA seri 6, artinya :

Sistim penomoran NACA seri 6 sama dengan NACA seri 1.

♦ Modifikasi NACA 4 digit dan 5 digit.

Modifikasi ini dengan menambahkan dua angka di belakangnya, yang mempunyai arti :

- Angka tambahan yang pertama menunjukkan leading edge radius %chord dari type tersebut.
- Angka tambahan kedua menunjukkan maximal ketebalan diukur dari leading edge dalam sepersepuluh chord.

contoh : 23012-64

artinya : Angka 23012 artinya sama dengan NACA 5 digit sedang dua angka tambahan mempunyai arti leading edge radius sebesar 6%chord dan lokasi maximal ketebalan adalah 0,4 chord dari leading edge.

II.7.2 KARAKTERISTIK AEROFOIL DENGAN CAMBER

Berbeda dengan symetric aerofoil, maka aerofoil dengan camber pada sudut serang 0° sudah terdapat lift., hal ini disebabkan sudah adanya perubahan kecepatan aliran fluida relatif yang melalui permukaan atas dan bawah aerofoil. Jadi dengan adanya penambahan camber ini akan menaikkan koefisien lift (Cl).

Gabungan aliran Uniform, aliran doublet dan aliran vortex disekeliling silinder bundar dan dengan bantuan teori konformal mapping ternyata memberikan solusi terhadap timbulnya gaya angkat pada sebuah aerofoil.[9]

Stream fuction dari ketiga aliran itu adalah :

$$\Psi = V_{\infty} r \sin \theta \left(1 - \frac{a^2}{r^2} \right) + \frac{\Gamma}{2\pi} \ln \left(\frac{r}{a} \right) \quad (2.11)[8]$$

Vektor kecepatan \mathbf{V} didefinisikan :

$$\mathbf{V} = V_r \bar{r} + V_{\theta} \bar{\theta} \quad (2.12)$$

dimana V_r adlah komponen kecepatan arah radial,

$$V_r = \frac{1}{r} \frac{\partial \Psi}{\partial \theta} = V_{\infty} \cos \theta \left(1 - \frac{a^2}{r^2} \right) \quad (2.13)$$

sedangkan V_{θ} adalah komponen kecepatan arah tangensial,

$$V_{\theta} = -\frac{\partial \Psi}{\partial r} = -V_{\infty} \sin \left(1 + \frac{a^2}{r^2} \right) - \frac{\Gamma}{2\pi r} \quad (2.14)$$

jika $r = a$ maka komponen V_r berharga nol. Hal ini sesuai dengan persyaratan bahwa partikel fluida tidak boleh masuk dalam lingkaran, maka

$$V_\theta = -2V_\infty \sin \theta - \frac{\Gamma}{2\pi r} \quad (2.15)[11]$$

titik dimana kecepatan berharga nol (titik stagnasi) pada permukaan lingkaran maka diperoleh dengan menyelesaikan persamaan (2.15) :

$$\sin \theta_s = -\frac{\Gamma}{4\pi a V_\infty} \quad (2.16)$$

dimana θ_s adalah sudut stagnasi . $\sin \theta = y/r$ dalam koordinat cartesian :

$$x_s = \pm \sqrt{a^2 - y^2} \quad y_s = -\frac{\pi}{4\pi V_\infty} \quad (2.17)[8]$$

Dari teori konformal mapping diketahui bahwa suatu lingkaran dapat dipetakan menjadi sebuah aerofoil dengan rumus pemeta :

$$Z = re^{i\theta} + \left(\frac{a^2}{r}\right) e^{-i\theta} \quad (2.18)[10]$$

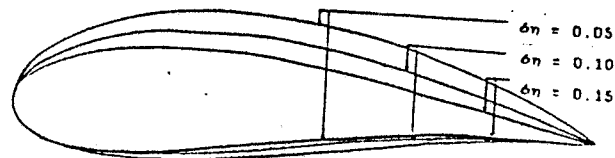
$$\zeta = re^{i\theta} = \xi + i\eta \quad Z = x + iy$$

Bentuk bentuk aerofoil tak simetris dapat diperoleh dengan memetakan lingkaran $|\zeta| = (1 + \delta)a$, dimana $0 < \delta < 1$, dengan titik pusat $(-\delta\xi, \delta\eta)$ dan $\delta a = (\xi^2 + \eta^2)^{1/2}$ yaitu lingkaran yang diberikan persamaan :

$$(\xi + \delta\xi) + (\eta - \delta\eta) = Z \quad (2.19)$$

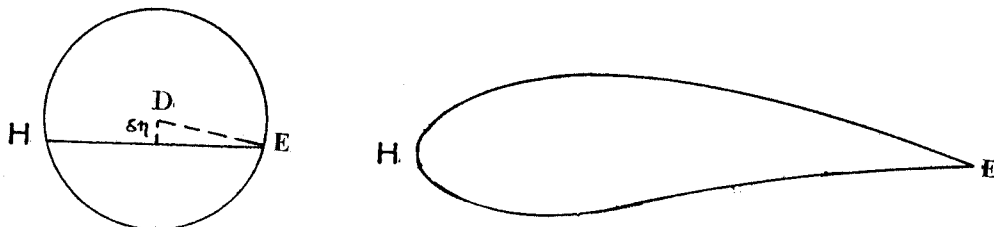
$$(a + \delta\xi)^2 + \delta\eta^2 = R^2 \quad (2.20)$$

maka bentuk aerofoil akan ditentukan oleh besaran dari $\delta\xi$ dan $\delta\eta$. Untuk aerofoil dengan camber maka variasi $\delta\eta$ dan $\delta\xi$ konstan [pembuktian ini dapat dilihat pada ref. [10] dan [11]].



gambar 2.6
bentuk aerofoil variasi $\delta\eta$ dan $\delta\xi$ konstan

kita perhatikan gambar berikut,



titik H dan E pada lingkaran di bidang ζ dipetakan menjadi hidung dan ekor aerofoil di bidang Z. Garis lurus yang menghubungkan titik H dan E selalu sejajar dengan arah aliran uniform di kejauhan. Titik D adalah titik pusat lingkaran dengan jari-jari = a bidang ζ . Sedang sudut yang diapit garis DE dan HE adalah sudut stagnasi yang harganya ditentukan oleh besaran sirkulasi Γ disekeliling lingkaran [10]. Persamaan (2.16) dapat kita tulis ulang :

$$\sin \theta_s = -\frac{\Gamma}{4\pi a V_\infty}$$

Parameter kelengkungan dalam rumus transformasi konformal mapping

$$\delta\eta = r \sin \theta_s \quad (2.21)$$

dari kedua rumus di atas dapat diperoleh hubungan bahwa besaran sirkulasi tergantung pada kelengkungan atau camber aerofoil yang diwakili oleh parameter $\delta\eta$. Kenyataan ini dimanfaatkan dalam perancangan alat bantu menambah gaya angkat (high lift device) yang dikenal dengan flap. Dengan dioperasikannya flap ini sama halnya memakai camber pada aerofoil tersebut [9].

II.8 HIGH LIFT DEVICE

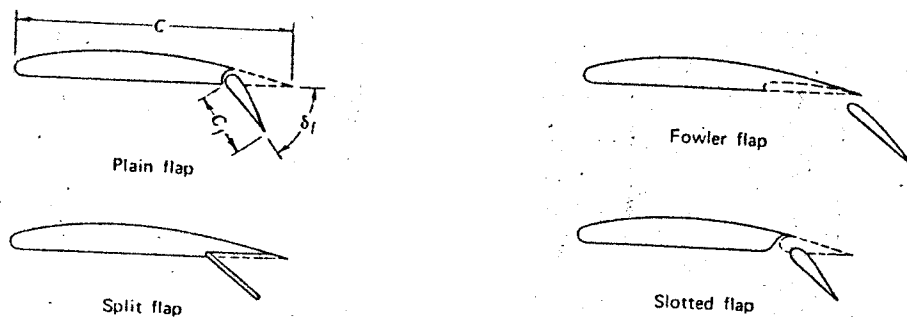
High lift device adalah peralatan tambahan pada sayap yang digunakan untuk memperbesar gaya angkat pada luasan sayap yang sama. High lift device ini digunakan karena maximal lift yang dapat dicapai oleh sebuah aerofoil dasar tidak mencukupi lift yang dibutuhkan. Peralatan ini digunakan saat take off atau landing.

Ada dua high lift device :

- Leading edge slats (slat)
- Trailing edge flaps (flap)

dalam hal ini dibahas tentang flap.

Flap ditempatkan pada trailing edge yang mana dapat diubah sudut defleksinya. Ada beberapa konfigurasi flap :



gambar 2.7
konfigurasi flap [9]

1. PLAIN FLAP

bagian dari trailing edge aerofoil yang berengsel yang digerakkan ke bawah. Karena adanya defleksi ini maka sayap akan berubah distribusi tekanan di atas sayap, perubahan ini akan menaikkan C_l .

2. SPLIT FLAP

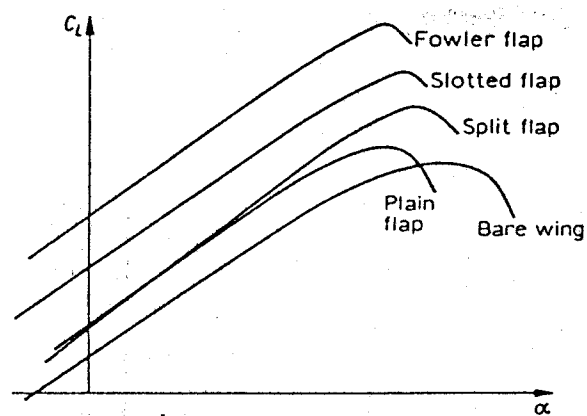
Bagian yang terdefleksi hanya bagian bawah trailing edge, split flap ini memberikan C_l yang lebih besar dibanding plain flap untuk aerofoil yang sama.

3. SLOTTED FLAP

Mempunyai jarak dengan aerofoil utama. Harga C_l lebih besar dari plain maupun split.

4. FOWLER FLAP

Pada dasarnya sama dengan slot flap, hanya saja selain terdefleksi flap tersebut juga bergerak mundur, sehingga memperpanjang chord secara keseluruhan.



gambar 2.8
Pengaruh flap terhadap naiknya C_L [3]

BAB III
MODIFIKASI KAPAL CEPAT
FPB - 28 MENJADI
KAPAL TYPE HIDROFOIL



BAB III

MODIFIKASI KAPAL CEPAT FPB-28 MENJADI TYPE KAPAL HIDROFOIL

III.1 GAMBARAN UMUM KAPAL HIDROFOIL

III.1.1 KAPAL HIDROFOIL DALAM OPERASI MILITER

Kapal perang dalam operasinya dituntut mempunyai mobilitas yang tinggi dan kestabilan yang baik sehingga menjamin akurasi pengoperasian persenjataannya.

Pengembangan kapal hidrofoil didasari dari konsep untuk mengangkat badan kapal di atas permukaan air dengan memanfaatkan gaya angkat yang ditimbulkan oleh sayap yang terbenam di bawah permukaan air (hidrofoil). Dengan demikian pengaruh gelombang dan hambatan air terhadap kapal dapat diperkecil sehingga tenaga yang dibutuhkan untuk mendorong kapal pada kecepatan tinggi relatif lebih rendah.

Penelitian saat ini kapal hidrofoil banyak dikonsentrasikan pada operasi-operasi militer, antara lain : patroli, penyapu ranjau serta anti kapal selam (Anti Submarine Warfare - ASW). Keunggulan hidrofoil sebagai penyapu ranjau disamping kecepatannya yang tinggi adalah kemampuannya bergerak di atas air, sehingga cukup terisolasi dari pengaruh ledakan dalam air. kemampuan bergerak di atas air juga menjauhkan kemungkinan dari pengaktifan ranjau akibat gangguan (signature) bawah air oleh kapal yang melintas di dekatnya.

Dalam peranannya sebagai ASW, kapal hidrofoil mempunyai kelebihan dibandingkan dengan kapal monohull, yaitu :

1. Mempunyai kemampuan untuk melampaui kecepatan gerak kapal selam yang tercepat.
2. Hidrofoil merupakan sasaran yang sulit bagi penembakan torpedo, karena kecepatan yang tinggi dan kecilnya bagian yang terbenam dalam air.
3. Bila hidrofoil dilengkapi dengan sonar yang baik dan dioptimalkan kelincahan geraknya, akan mempunyai kemampuan tinggi dalam melakukan pencarian kapal selam. [5]

III.1. 2 KEMAMPUAN OPERASIONAL KAPAL HIDROFOIL

Setelah tahap pre-flight, kapal hidrofoil siap operasional dalam waktu 35 menit, dalam hal ini kapal siap start engine dan dua menit kemudian kapal sudah lepas dermaga dan melakukan hullborne. Dengan penambahan kecepatan maka kapal siap untuk foilborne hingga mencapai kecepatan maksimal.

Pada foilborne dengan kecepatan 40 knot, kapal hidrofoil mampu mengadakan emergency stop dalam jarak 60 meter dalam waktu sekitar tiga detik.

Pengendalian operasional kapal hidrofoil dilakukan dengan sistim kontrol otomatis (ACS : Automatic Control System) dengan memakai sensor yang dapat mengukur kemiringan dan besarnya ayunan foil yang kemudian data ini diteruskan ke komputer dan secara otomatis mengatur kondisi akibat gelombang. Sinyal-sinyal output dari komputer memerintahkan actuator-actuator yang menggerakkan flap depan maupun belakang serta strut secara otomatis sehingga pengaruh pada kapal dapat dinetralkan. ACS ini merupakan urat nadi penggerak beban berat seperti

mengatur daun kemudi, forward strut, foil deflector, flap, serta menaik turunkan kedua strut dan foil.

III.2 PERTIMBANGAN DALAM PERANCANGAN FOIL

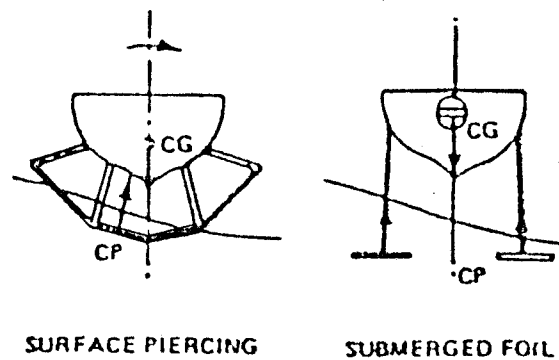
III.2.1 KONFIGURASI HIDROFOIL

Konfigurasi hidrofoil diklasifikasikan menjadi dua jenis berdasarkan pengaturan dan pengoperasian foil, yaitu :[5]

1. Surface Piercing Foil (SPF), yaitu hidrofoil dengan sayap berbentuk V atau U dengan sebagian terbenam di air dan sebagian di permukaan air. Kelebihan konfigurasi ini :
 - a. Seakeeping lebih baik pada monohull.
 - b. Stabilitasnya baik pada kondisi foilborne di perairan ganas.
 - c. Stabilitasnya baik tanpa kontrol.
 - d. Rentang kecepatan pada foilborne lebih lebar.
 - e. Toleransi beban-beban pada perencanaan lebih besar.
2. Fully Submerged Foil (FSF), yaitu hidrofoi dengan seluruh bagian permukaan sayap terbenam dalam air. Kelebihan konfigurasi ini :
 - a. Lebih tenang pada kondisi moderat.
 - b. Perbandingan antara lift dan drag tinggi.
 - c. Berat sistem foil kecil.
 - d. Kemampuan tetraasi pada perairan dangkal.

Dengan modifikasi foil berupa penambahan flap maka diharapkan dapat mempertahankan ketinggian kapal di atas permukaan air, dengan mengatur

flap-flap pada foil dengan mengkoordinasikan dengan sebagai kemudi saat membelok.



gambar 3.1
Konfigurasi hidrofoil

III.2.2 SUSUNAN FOIL

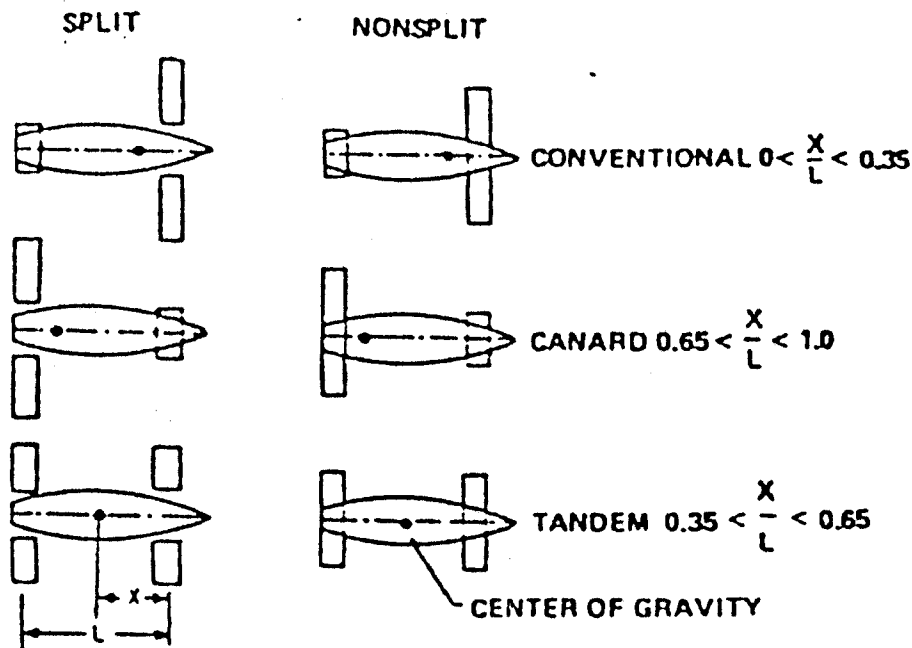
Susunan dan peletakkan foil dalam kitannya dengan letak titik berat kapal dibedakan menjadi tiga jenis, yaitu :

1. *Konvensional*, yaitu hidrofoil dengan ukuran sayap depan lebih besar dibandingkan sayap belakang.
2. *Tandem*, yaitu hidrofoil dengan ukuran sayap depan sama dengan sayap belakang.
3. *Canard*, yaitu hidrofoil dengan ukuran sayap depan lebih kecil dibandingkan dengan sayap belakang.

Foil diklasifikasikan konvensional bila 65% atau lebih berat kapal disangga oleh foil depan, apabila 65% berat kapal disangga foil bagian depan maka susunan

ini disebut canard dan bila berat kapal didistribusikan cukup merata untuk foil depan dan belakang maka konfigurasi ini disebut tandem.

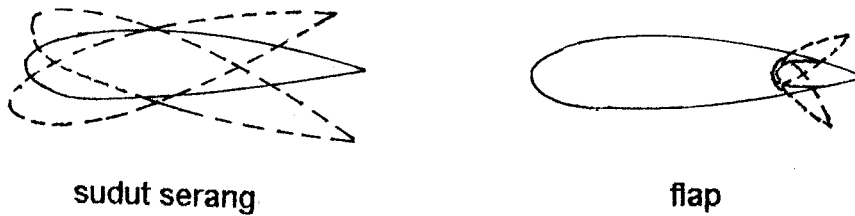
Foil dapat dirancang dalam bentuk split (terpisah) dan non split.



gambar 3.2
Peletakkan foil pada hidrofoil [4]

III.2.3 PENGATURAN VARIASI GAYA ANGKAT

Variasi gaya angkat dilakukan dengan memakai flap maupun dengan memutar keseluruhan foil.



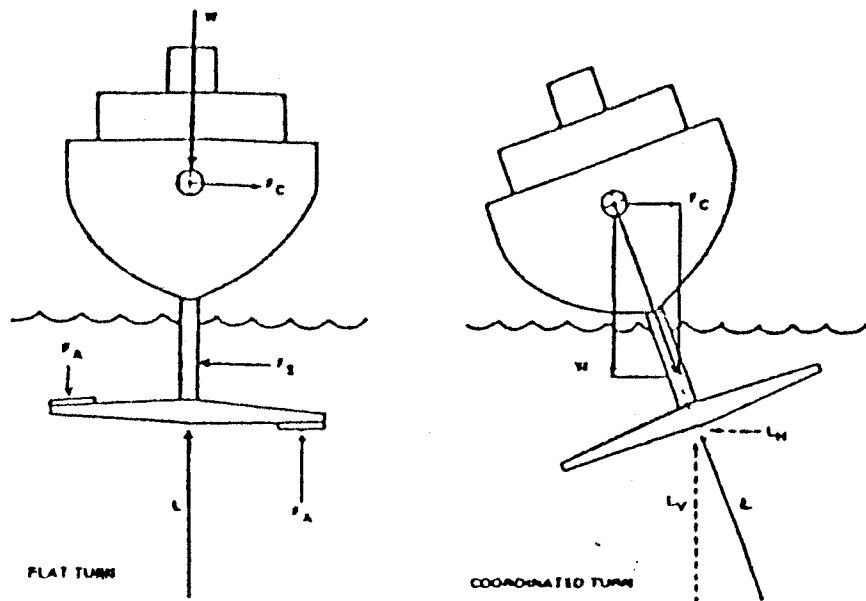
gambar 3.3
Pengaturan variasi gaya angkat

III.2.4 PELETAKAN KEMUDI

Pengemudian hidrofoil dibedakan :

- membelok datar (flat turn)
- membelok miring (banked turn)

Penggunaan flap sebagai kemudi (aileron) dapat terlihat pada gambar untuk kemudi flat turn. Dimana saat membelok datar ini pengaturan gaya-gaya angkat dilakukan dengan membentuk gaya angkat tambahan pada kedua sisi foil yang sama besarnya tetapi berlawanan arah hal ini dapat dilakukan dengan pengoperasian aileron. Dengan pengaturan ini maka kapal akan terjaga posisi tegaknya. Gaya centrifugal mendatar yang terjadi pada saat membelok datar harus dilawan oleh gaya yang sama besarnya pada strut.



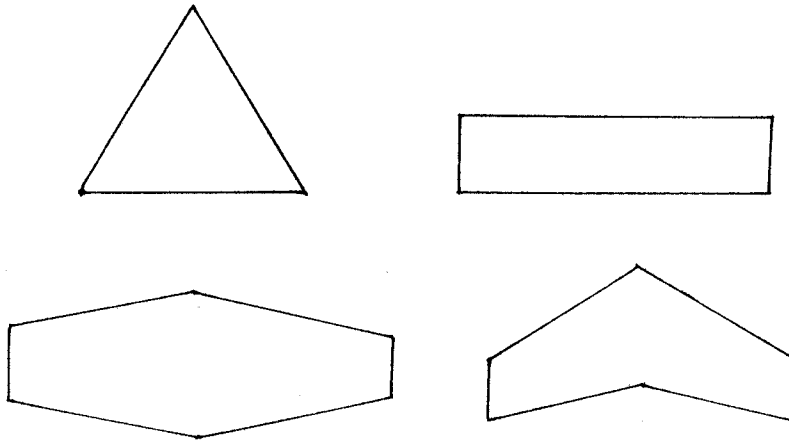
gambar 3.4
Pengemudian hidrofoil

III.2.5 BENTUK PENAMPANG SAYAP

Penampang sayap terdiri dari :

- ♦ Rectangular, yaitu sayap yang memiliki chord sama sepanjang sayap.
- ♦ Tapered, yaitu sayap dengan panjang chord tidak sama antara ujung (tip) dan pangkal (root) dimana leading edge membentuk sudut ke depan dan trailing edge membentuk sudut ke belakang.
- ♦ Delta, yaitu sayap bentuk segitiga.
- ♦ Swept, yaitu sayap dengan panjang chord yang tidak sama antara tip dan root.

Tapi pada jenis ini leading edge dan trailing edge membentuk sudut ke depan.



gambar 3.5
Penampang sayap

III.3 MODIFIKASI KAPAL CEPAT FPB-28 MENJADI TIPE KAPAL HIDROFOIL

Modifikasi disini dimaksud dengan redesign pada FPB-28 dengan melakukan perubahan dan penambahan untuk bisa menjadi kapal hidrofoil.

Dalam pembahasan ini dibatasi pada modifikasi sayap (foil) untuk kapal hidrofoil FPB-28. Ukuran utama dianggap tetap, letak LCG diasumsikan di midship pada kondisi beban penuh. Kecepatan kapal disesuaikan dengan kapal hidrofoil yang pernah dibangun 40 - 50 knot.

Spesifikasi kapal hidrofoil FPB-28

- ♦ Panjang seluruhnya (LOA) : 28,00 m
- ♦ Panjang garis air (Lwl) : 26,00 m
- ♦ Panjang Lpp : 24,96 m
- ♦ Lebar (B) : 5,40 m

- ♦ Lebar pada garis air : 4,68 m
- ♦ Tinggi geladak (H) : 3,42 m
- ♦ Sarat hullborne (T) : 1,84 m
- ♦ Displacemen 100% foilborne : 68,5 ton
- ♦ LCG pada midship : 12,40 m dari AP
- ♦ Kecepatan jelajah (cruise) : 40 knot

III.3.1 KONFIGURASI KAPAL HIDROFOIL FPB-28

Dilihat dari segi hambatan konfigurasi Surface Piercing Foil (SPF) memiliki hambatan yang besar dibanding Fully Submerged Foil (FSF) dan efisiensi FSF lebih baik. Kapal Hidrofoil FPB-28 dirancang dengan hambatan sekecil mungkin dan efisiensi lebih tinggi yang mampu dioperasikan pada kondisi perairan bergelombang tinggi, maka dipilih Fully Submerged Foil (FSF) .

III.3.2 SUSUNAN SAYAP

Kapal hidrofoil FPB-28 memiliki LCG 12,40 m dari AP dan panjang Lpp 24,96 m, maka jenis foil yang dipilih adalah tandem, karena berat kapal didistribusikan cukup merata untuk foil depan dan belakang.

Untuk konstruksi sayap maka konstruksi non split lebih kuat dibandingkan split. Dari bentangan sayap jenis split lebih lebar, maka pertimbangan hidrofoil FPB-28 memilih non split :

- segi konstruksinya lebih kuat, maka dapat digunakan strut yang lebih kecil

sehingga hambatan menjadi lebih kecil

- saluran air masuk sekaligus sebagai strut.

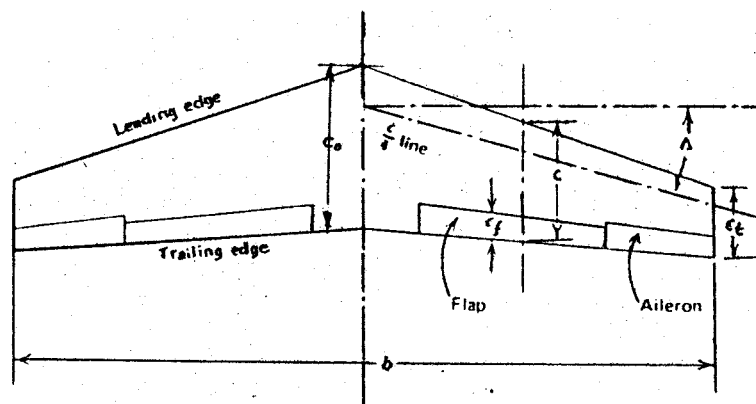
III.3.3 PENGATURAN VARIASI GAYA ANGKAT

Kapal hidrofoil FPB-28 menggunakan sistim kontrol variasi gaya angkat dengan memakai flap maupun dengan memutar seluruh foil.

Pemakaian flap ini dimaksudkan untuk menambah gaya angkat kapal untuk mengimbangi penurunan kecepatan yang terjadi saat operasional maupun sebagai alat kemudi (aileron), sedangkan memutar badan foil ini dimaksudkan untuk mendapatkan sudut serang yang bervariasi sehingga dihasilkan gaya angkat yang dibutuhkan dalam operasinya.

III.3.4 BENTUK SAYAP

Kapal hidrofoil FPB-28 memilih bentuk sayap swept, dimana panjang chord root dan tip tidak sama dan trailing edge maupun leading edge membentuk sudut ke depan. Bentuk swept ini memiliki sudut sapu (swept back) untuk menunda shock pada waktu cruise.



gambar 3.6
penampang swept back wing [9]

BAB IV
PERANCANGAN SAYAP
DENGAN FLAP



BAB IV PERANCANGAN SAYAP

Sayap pada hidrofoil sebagai penghasil gaya angkat perlu direncanakan dimensinya dengan beberapa pemilihan jenis foil, sudut serang, aspect ratio, taper ratio, sudut puntir, dan chord flap ratio. Perancangan sayap pada hidrofoil FPB - 28 kondisi foilborne (cruise) pada kecepatan penuh 40 knot dengan beban penuh.

Dalam perancangan ini dititik beratkan pengaruh adanya flap pada sayap, yang mana perancangan ini menjadi pembanding pada perancangan sayap dari Referensi [13].

IV.1 BEBAN SAYAP

Kapal hidrofoil memiliki dua sayap, dimana sayap ini akan menghasilkan lift untuk mengangkat keseluruhan badan kapal. Maka pembagian beban untuk kedua sayap diasumsikan sebagai batang yang ditumpu pada kedua ujungnya.

- jarak foil depan s/d foil belakang : 17,84 m
- jarak foil depan s/d titik berat kapal : 10,96 m
- jarak foil belakang s/d titik berat kapal : 6,88 m

* *Beban foil depan*

$$W1 = \frac{\text{Jarak foil belakang s/d titik berat}}{\text{Jarak foil depan s/d foil belakang}} \times \text{berat max}$$

$$= \frac{6,88 \times 68,5}{17,84} = 26,417 \text{ ton}$$

* *Beban foil belakang*

$$W2 = \frac{\text{Jarak foil depan s/d ttk berat}}{\text{Jarak foil depan s/d belakang}} \times \text{berat max}$$

$$= \frac{10,96}{17,84} \times 68,5 = 42,003 \text{ ton}$$

Gaya angkat maximum yang harus dihasilkan sayap depan :

$$L1 = W1 = 26,417 \times 1000 \times 9,81 = 259150,77 \text{ N}$$

Gaya angkat maximum yang harus dihasilkan sayap belakang :

$$L2 = W2 = 42,003 \times 1000 \times 9,81 = 412849,43 \text{ N}$$

Karena konfigurasi kapal hidrofoil FPB - 28 menggunakan jenis tandem maka antara sayap depan dan belakang dibuat sama, beban yang digunakan adalah beban terbesar sayap yaitu beban maximum sayap bagian belakang.

IV.2 PEMILIHAN FOIL

Perancangan sayap hidrofoil ini direncanakan menggunakan type aerofoil seri NACA 63-012.

Arti dari seri 63-012 adalah :

- ♦ angka pertama menunjukkan design seri
- ♦ angka kedua menunjukkan lokasi maksimal ketebalan dalam persepuluh chord diukur dari leading edge
- ♦ angka ketiga menunjukkan design lift koefisien dalam persepuluh
- ♦ dua angka terakhir menunjukkan tebal maximum dalam % chord

Jadi NACA 63-012 artinya, NACA seri 6 dengan lokasi maksimal ketebalan 0,3 chord dari leading edge dan didesign pada koefisien lift 0 (foil simetris) dan ketebalan maksimal sebesar 12% chord.

IV.3 DIMENSI SAYAP

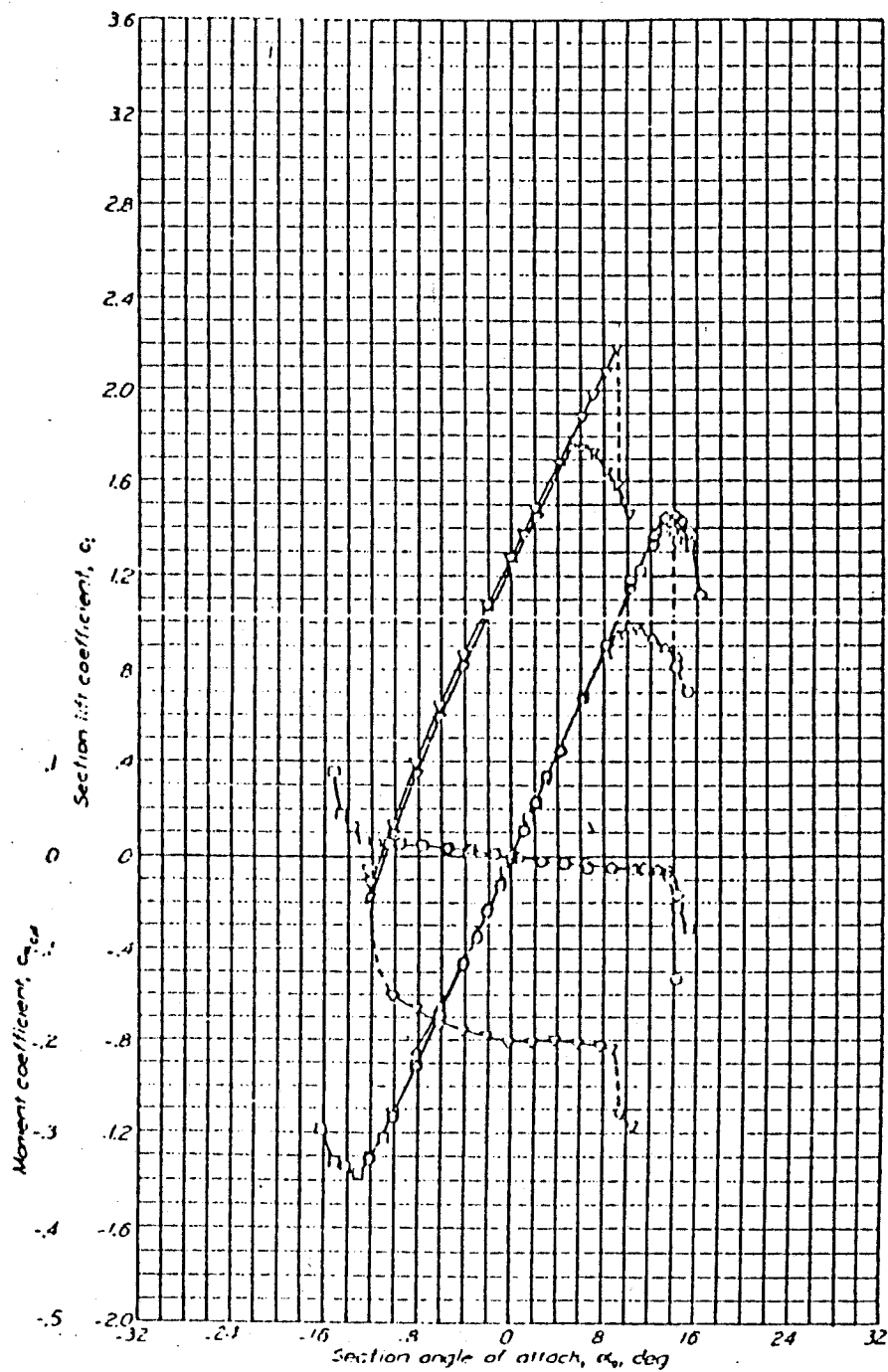
Dalam perancangan sayap perlu ditentukan parameter-parameter sehingga sayap menghasilkan lift yang mampu mengangkat badan kapal pada kecepatan yang diinginkan serta menghasilkan drag yang rendah.

IV.3.1 SUDUT SERANG (α)

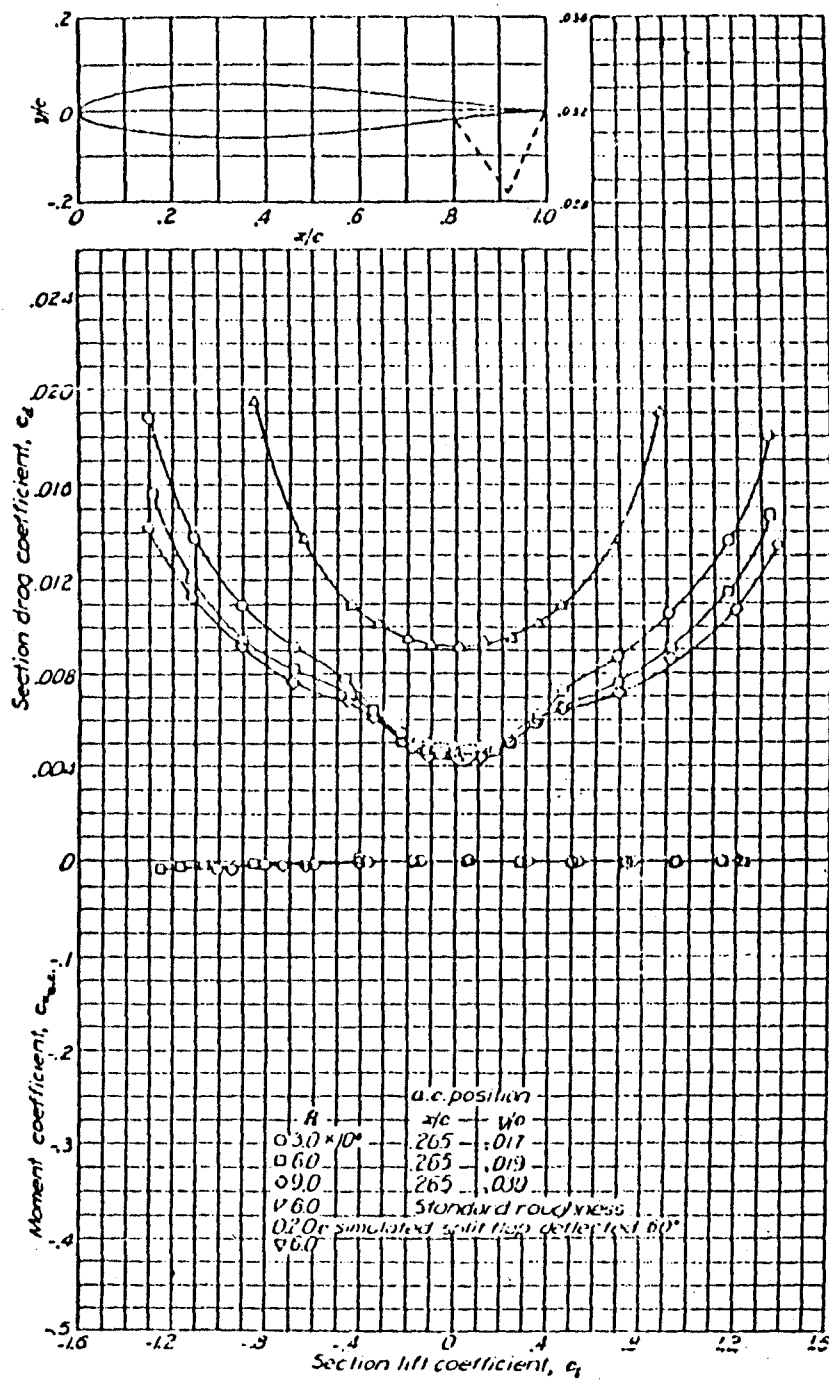
Untuk dapat terangkat ke permukaan air maka sayap diberikan sudut serang, dimana kondisi flap tidak terdefleksi. Sudut serang disini meru[akan sudut serang pada kondisi foilborne dengan muatan penuh. Sudut serang tetap direncanakan 6 , dari gambar 4.1 didapatkan koefisien lift (C_l) = 0,65 , dari gambar 4.2 untuk harga C_l tersebut koefisien drag didapat (C_d) = 0,0043.

IV.3.2 FLAP

Sayap untuk hidrofoil FPB - 28 dimodifikasi dengan memberikan flap pada bagian ekor sayap. Flap untuk sayap dipilih dari type slotted flap, dengan pertimbangan bahwa bentuknya sederhana tetapi mampu menghasilkan penambahan lift yang terbesar (lihat gambar 2.8). Untuk flap ini direncanakan mempunyai sudut defleksi (δ) maksimum = 60 .



gambar 4.1 (1)

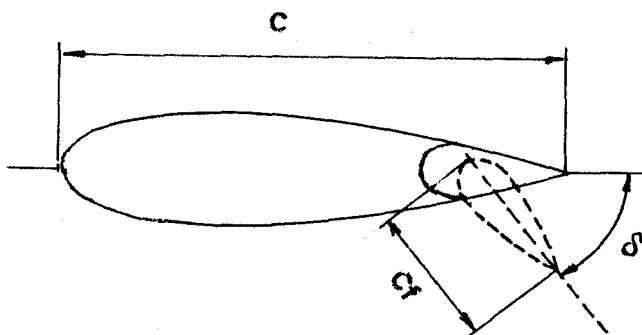


gambar 4.2

IV.3.3 CHORD FLAP RATIO (C_f/C)

Dalam perancangan flap perlu diketahui besarnya flap yang dipakai, dengan chord flap ratio ini dapat diketahui panjang chord flap untuk tiap chord pada sayap.

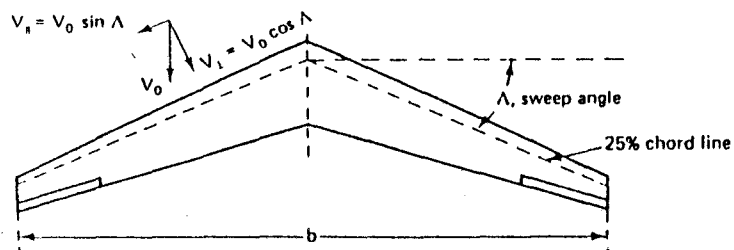
Dalam perancangan ini akan dicoba divariasikan chord flap ratio : 0,2, 0,3 dan 0,4 dalam sudut defleksi flap yang sama sehingga diketahui kemampuannya dalam menghasilkan gaya angkat.



gambar 4.3
slotted flap

IV.3.4 SWEPT BACK (Λ)

Untuk menunda terjadinya shock pada waktu cruise, dimana shock ini akan menaikkan drag, maka dibuat sudut sapu (swept back) pada sayap. Swept back diukur dari sumbu tegak lurus center line sayap dengan $1/4$ chord line sayap.



gambar 4.4
pandangan atas dari sayap [12]

Besarnya swept back direncanakan 20° . Dengan adanya swept back ini maka kecepatan efektif yang mengenai sayap :

$$\begin{aligned} V_o &= 40 \text{ knot} = 20,56 \text{ m/s} \\ V_{\text{efektif}} &= V_o \cos \Lambda \\ &= 20.56 \cos 20^\circ \\ &= 19.32 \text{ m/s} \end{aligned}$$

IV.3.5 LUASAN SAYAP (S)

Luasan sayap didekati pada kondisi dimana gaya angkat (L) yang diberikan sama dengan beban yang harus disangga oleh sayap depan dan belakang (W)

$$L = W = 1/2 \rho V^2 . S . C_l$$

$$S = \frac{2W}{\rho V^2 C_l}$$

dimana : S = luasan sayap (m^2)
 W = berat kapal (kg)
 ρ = density air laut = $1025 \text{ (kg/m}^3\text{)}$
 V = kecepatan kapal (m/s)
 C_l = koefisien lift

$$\begin{aligned} S &= \frac{2.(412849.43)}{(1025).(19.32^2).0.65} \\ &= 3,32 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

IV. 3.6 TAPER RATIO (λ)

Taper ratio merupakan perbandingan chord pada ujung sayap (tip chord) dengan pangkal sayap (root chord) [3]. Harga taper ratio berkisar Pada perancangan ini direncanakan dengan taper ratio = 0.3.

$$\lambda = \frac{C_t}{C_r} = 0.3$$

IV. 3.7 ASPECT RATIO (AR)

Merupakan ukuran kelangsingan sayap yang merupakan perbandingan ukuran span (b) dengan chord rata-rata (\bar{C}) [2] :

$$AR = \frac{b}{\bar{C}}$$

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Menurut Prandtl harga aspect ratio berkisar antara 1 - 7. Dalam perancangan ini direncanakan $AR = 3$.

IV. 3.8 SPAN (b)

Span adalah besar rentang sayap atau jarak antara dua ujung sayap.

$$b = \sqrt{AR \cdot S}$$

$$= \sqrt{3.3,32} = 3,156 \text{ m}$$

IV.3.9 CHORD

Chord merupakan ukuran panjang dari foil. Dengan adanya taper ratio maka chord pada ujung dan pangkal sayap tidak sama.

$$\text{Chord rata-rata } \bar{C} = \frac{b}{AR} = \frac{3.156}{3} = 1.052 \text{ m}$$

$$\text{Root rata-rata } C_r = \frac{2\bar{C}}{1+\lambda} = \frac{2.(1.052)}{1+0.3} = 1.619 \text{ m}$$

$$\text{Tip chord } C_t = C_r \cdot \lambda = 1.619 \cdot 0.3 = 0.486 \text{ m}$$

IV.3.10 TWIST (ϵ)

Twist adalah sudut negatif yang diberikan pada ujung sayap sehingga seolah-olah ujung sayap dipuntir ke bawah.

Tujuan pemakaian twist ini bertujuan agar bila terjadi stall maka bagian pangkal sayap yang akan stall lebih dulu, sehingga aileron yang terletak di ujung sayap berfungsi sebagai penstabil akan mampu mengembalikan kestabilan kapal.

Disamping itu dengan adanya twist maka memberikan keuntungan :

- ♦ beban di ujung sayap sama dengan nol, sehingga mengurangi bending momen pada pangkal sayap,
- ♦ mengurangi tip vortex, karena perbedaan tekanan bagian atas dan bawah aerofoil di ujung sayap tidak terlalu besar, sehingga akan memperkecil induced drag.

IV.4 PERHITUNGAN GAYA ANGKAT

Dalam perhitungan gaya angkat sayap hidrofoil FPB - 28 disini akan divariasikan harga aspect ratio, taper ratio, chord flap ratio, dan sudut defleksi flap. Dengan mengasumsikan parameter lain (sudut serang, kecepatan, beban, swept back, dan twist tetap). Hal ini dimaksudkan untuk mengetahui pengaruh parameter-parameter terhadap distribusi lift sepanjang span sayap dan besar total lift yang dihasilkan. Disamping itu untuk mengetahui pengaruh pengoperasian high lift device dalam hal ini flap.

Untuk menghitung distribusi lift dapat dipakai persamaan

$$L = 1/2 \cdot C \cdot \rho \cdot V^2 \cdot Cl \quad [1]$$

L = Lift per unit span

C = Chord untuk tiap posisi pada sayap

$$C_l = C_{la} \cdot C_{lmax} + C_{lb} \quad [1]$$

C_{la} = additional section lift coefficient

C_{lb} = basic section lift coefficient

$$C_{lmax} = C_{l\alpha} + \Delta C_{lmax} \quad [9]$$

$C_{l\alpha}$ = koefisien lift untuk fixed angle of attack

C_{lmax} = Koefisien lift akibat adanya flap

$$C_{la} = \frac{S}{C \cdot b} \cdot L_a \quad [1]$$

$$C_{lb} = \frac{\varepsilon \cdot a_e \cdot S}{C \cdot b} \cdot L_b \quad [1]$$

ε = twist

L_a = additional section lift

L_b = basic section lift

a_e = efektif lift curve slope = 0.1

S = luas sayap

b = span sayap

Perhitungan distribusi lift untuk sayap :

$$AR = 3$$

$$\lambda = 0.3$$

$$b = 3.156 \text{ m}$$

$$\rho = 1025 \text{ kg/m}^3$$

$$V = 19.32 \text{ m/s}$$

$$C = 1.619 - 0.718x$$

$$C_{l\alpha} = 0.65$$

$$\delta = 30^\circ$$

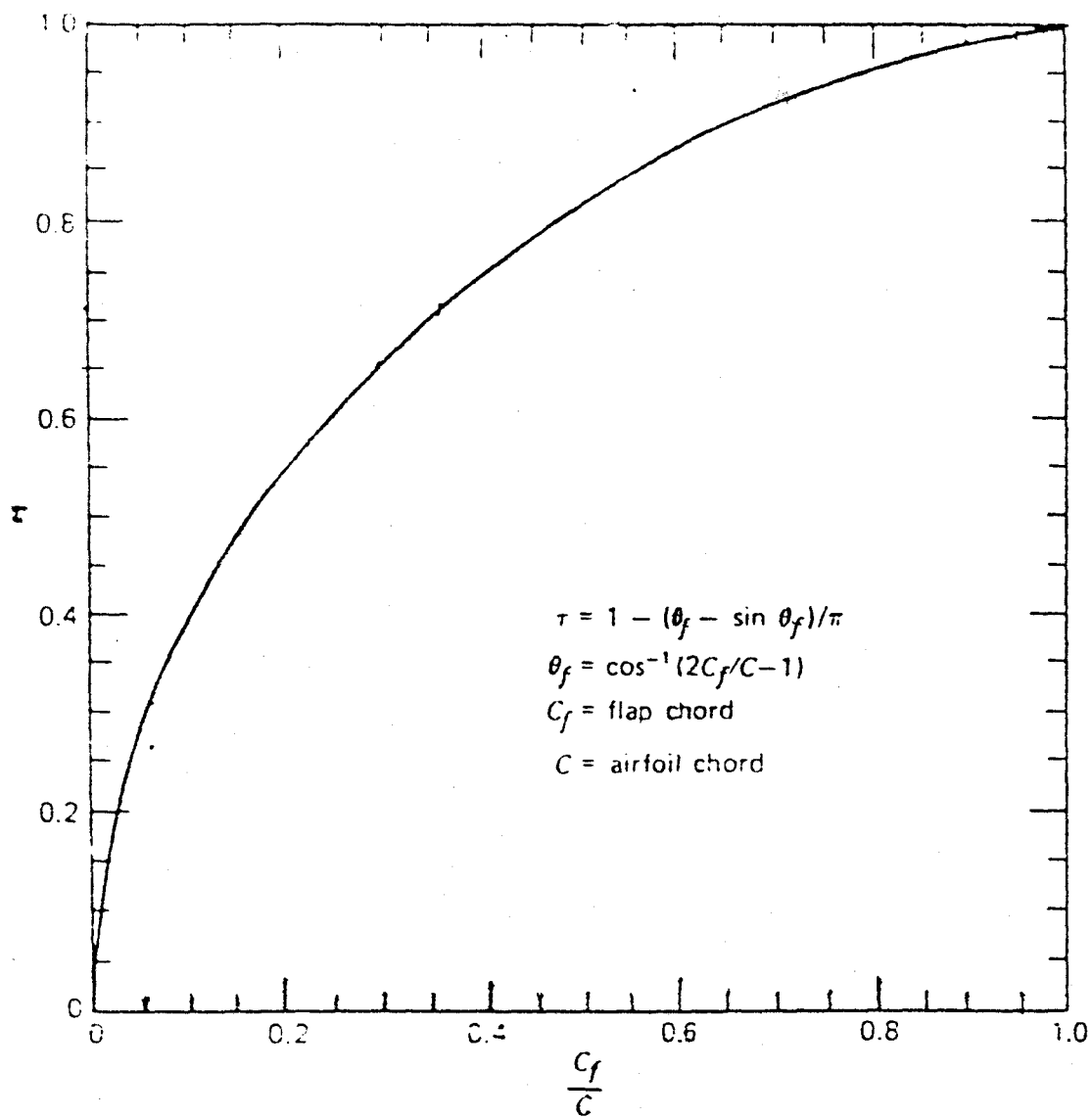
$$C_f/C = 0.3$$

Dari tabel 1 (lihat lampiran A) basic span distribution data, untuk $AR = 3$ dan $\lambda = 0.3$. Pada span wise station $y/(b/2) = 0$ (pangkal sayap) diperoleh harga sebesar $L_b = -0.163$. Dari tabel 2 (lampiran A) basic span distribution data untuk $AR = 3$ dan $\lambda = 0.3$. Pada span wise station $y/(b/2) = 0$ (pangkal sayap), diperoleh harga sebesar $L_a = 1.35$.

$$\begin{aligned} C_{la} &= \frac{3.32}{1.69 \cdot (3.156)} \cdot 1.35 \\ &= 0.877 \end{aligned}$$

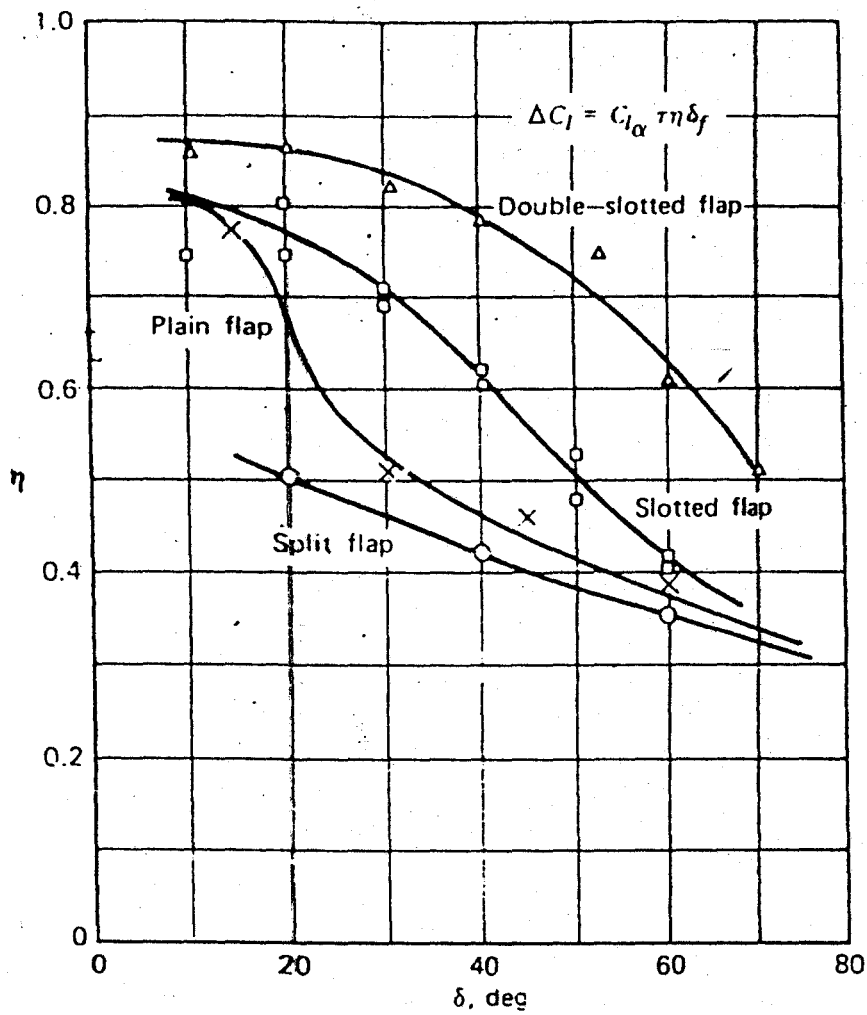
$$\begin{aligned} C_{lb} &= \frac{(-1) \cdot (0.1) \cdot 3.32}{1.619 \cdot (3.156)} \cdot (-0.163) \\ &= 0.011 \end{aligned}$$

Untuk menghitung penambahan koefisien lift akibat dioperasikannya flap maka dilakukan pendekatan secara empiris dan dengan bantuan gambar 4.5, gambar 4.6 dan gambar 4.7.



gambar 4.5 [9]

untuk $C_f/C = 0.3$ maka dari grafik 4.5 didapat τ (faktor efektifitas flap) = 0.661



gambar 4.6 [9]

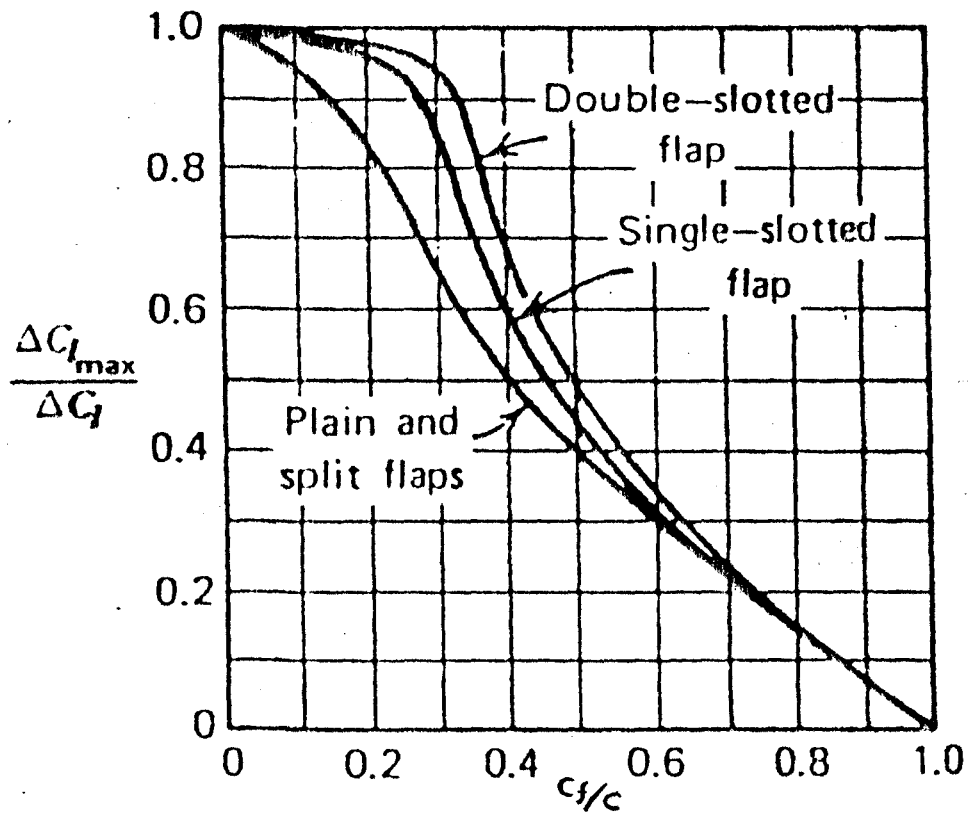
dengan $\delta = 30^\circ$ dari gambar 4.6 untuk flap dengan type slotted flap η (faktor koreksi) = 0.712 .

$$\Delta C_l = C_{l0} \cdot \tau \cdot \eta \cdot \delta \quad [9]$$

$$= 0.008 \cdot 0.661 \cdot 0.712 \cdot 30^\circ$$

$$= 0.113$$

C_{l0} = koefisien lift aerofoil section pada 0, untuk NACA 63012 = 0.008



gambar 4.7 [9]

dengan menggunakan grafik 4.7 akan didapat $\Delta C_{l_{\max}}$, untuk slotted flap.

$$\frac{\Delta C_{l_{\max}}}{\Delta C_l} = 0.822$$

$$\Delta C_{l_{\max}} = 0.113 \cdot 0.822 = 0.093$$

$$C_{l_{\max}} = C_{l_{\alpha}} + \Delta C_{l_{\max}}$$

$$= 0.65 + 0.093 = 0.743$$

$$CI = C_{la}.C_{lmax} + C_{lb}$$

$$= 0.877.0.743 + 0.011$$

$$= 0.663$$

$$L = 1/2 . (1025).(19.32)^2 (1.619).(0.663)$$

$$= 205210.775 \text{ N/m}$$

untuk selanjutnya dengan cara yang sama dibuat perhitungan lift per unit span untuk sepanjang span.

Y/(b/2)	Y	C	La	Lb	Cla	Cib	CI	L
0,000	0,000	1,618	1,350	-0,163	0,878	0,011	0,663	205135,042
0,200	0,316	1,392	1,279	-0,112	0,967	0,008	0,727	193492,645
0,400	0,631	1,165	1,160	-0,015	1,047	0,001	0,779	173747,479
0,600	0,947	0,939	0,985	0,068	1,104	-0,008	0,813	145910,814
0,800	1,262	0,712	0,728	0,102	1,073	-0,015	0,782	106500,375
0,900	1,420	0,599	0,528	0,098	0,928	-0,017	0,672	76975,498
0,950	1,499	0,542	0,369	0,078	0,716	-0,015	0,517	53603,969
0,975	1,539	0,514	0,250	0,049	0,512	-0,010	0,370	36394,440

Gaya angkat total merupakan luasan kurva distribusi lift seperti pada gambar

4.8. Dengan menggunakan integrasi trapesoidal gaya angkat pada sayap dapat dihitung.

PERHITUNGAN GAYA ANGKAT
SAYAP DENGAN FLAP
UNTUK TIPE KAPAL HIDROFOIL FPB - 28

DIMENSI SAYAP

- ♦ Swept Back Λ = 20°
- ♦ Taper Ratio λ = 0,3
- ♦ Aspec Ratio (AR) = 3
- ♦ Span (b) = 3,156 m
- ♦ Root Chord (Cr) = 1,618 m
- ♦ Tip Chord (Ct) = 0,486 m
- ♦ Chord Flap Ratio (Cf/C) = 0,3
- ♦ Sudut Defleksi Flap δ = 30°

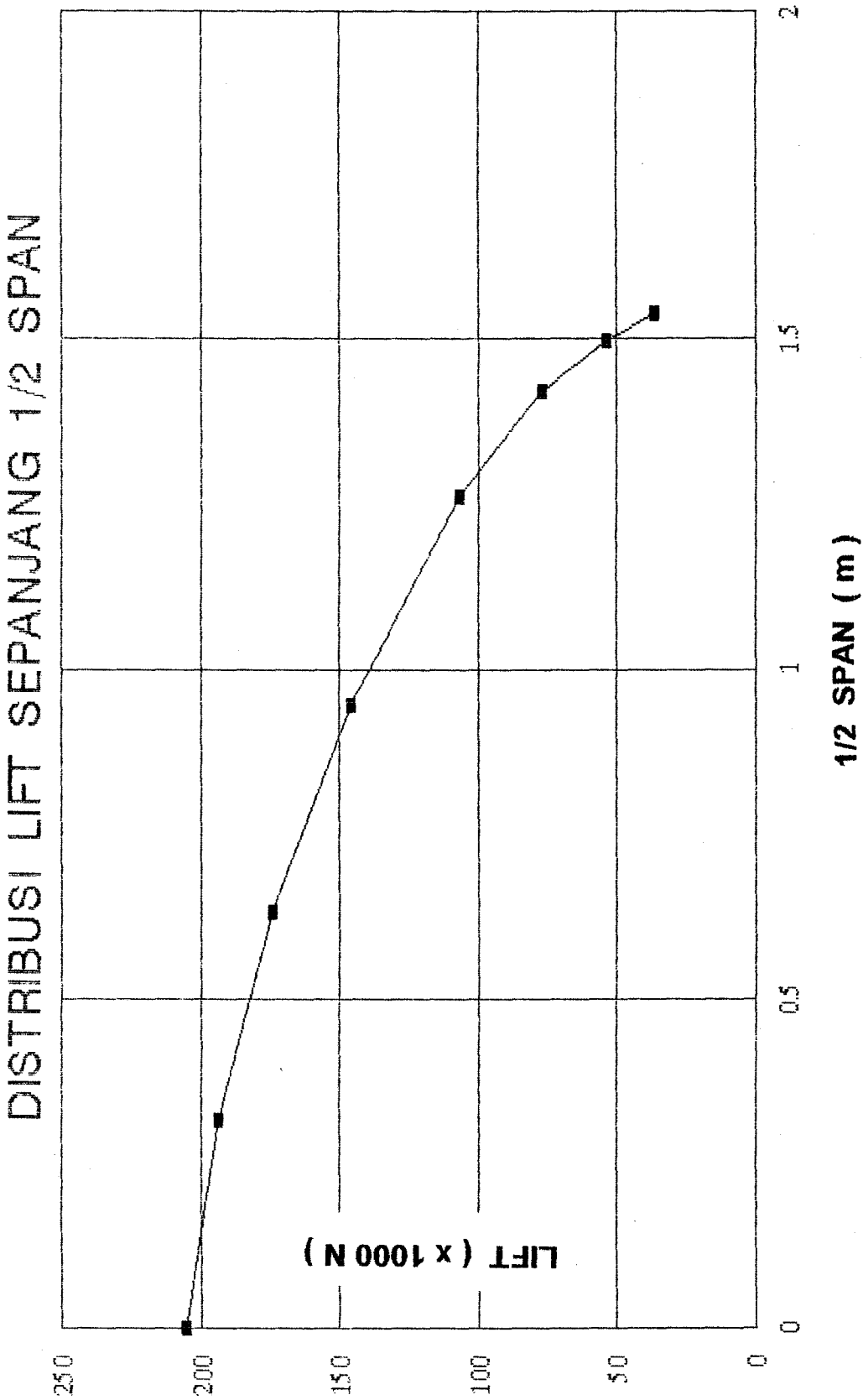
Y/(b/2)	Y	C	CI	L
0,000	0,000	1,618	0,663	205236,284
0,025	0,039	1,590	0,670	203780,314
0,050	0,079	1,590	0,677	202324,345
0,075	0,118	1,562	0,685	200868,375
0,100	0,158	1,534	0,693	199412,406
0,125	0,197	1,505	0,701	197956,436
0,150	0,237	1,477	0,709	196500,466
0,175	0,276	1,449	0,718	195044,497
0,200	0,316	1,420	0,727	193588,527
0,225	0,355	1,392	0,733	191119,257
0,0250	0,395	1,364	0,739	188649,987
0,275	0,434	1,335	0,745	186180,718
0,300	0,473	1,307	0,751	183711,448
0,325	0,513	1,279	0,758	181242,178
0,350	0,552	1,250	0,765	178772,908
0,375	0,631	1,222	0,772	176303,638
0,400	0,671	1,194	0,780	173834,368
0,425	0,710	1,165	0,783	170353,138
0,450	0,750	1,137	0,787	166871,908
0,475	0,789	1,080	0,791	163390,678

$Y/(b/2)$	Y	C	CI	L
0,500	0,789	1,052	0,795	159909,448
0,525	0,828	1,024	0,799	156428,218
0,550	0,868	0,995	0,803	152946,988
0,575	0,907	0,967	0,808	149465,758
0,600	0,947	0,939	0,813	145984,528
0,625	0,986	0,910	0,810	141055,795
0,650	1,026	0,882	0,807	136127,062
0,675	1,065	0,854	0,803	131198,329
0,700	1,105	0,825	0,800	126269,595
0,725	1,144	0,797	0,796	121340,862
0,750	1,184	0,769	0,792	116412,129
0,775	1,223	0,740	0,787	111483,369
0,800	1,262	0,712	0,782	106554,663
0,825	1,302	0,684	0,758	99169,738
0,850	1,341	0,655	0,732	91784,812
0,875	1,381	0,627	0,703	84399,887
0,900	1,420	0,599	0,672	77014,961
0,925	1,460	0,571	0,599	65323,251
0,950	1,499	0,542	0,517	53631,540
0,975	1,539	0,514	0,370	36413,123
1,000	1,578	0,486	0,207	19194,705

Besarnya lift untuk sayap :

$$L = 467492.743 \text{ N}$$

gambar 4.8



PERHITUNGAN GAYA ANGKAT
SAYAP DENGAN FLAP
UNTUK TIPE KAPAL HIDROFOIL FPB - 28

DIMENSI SAYAP

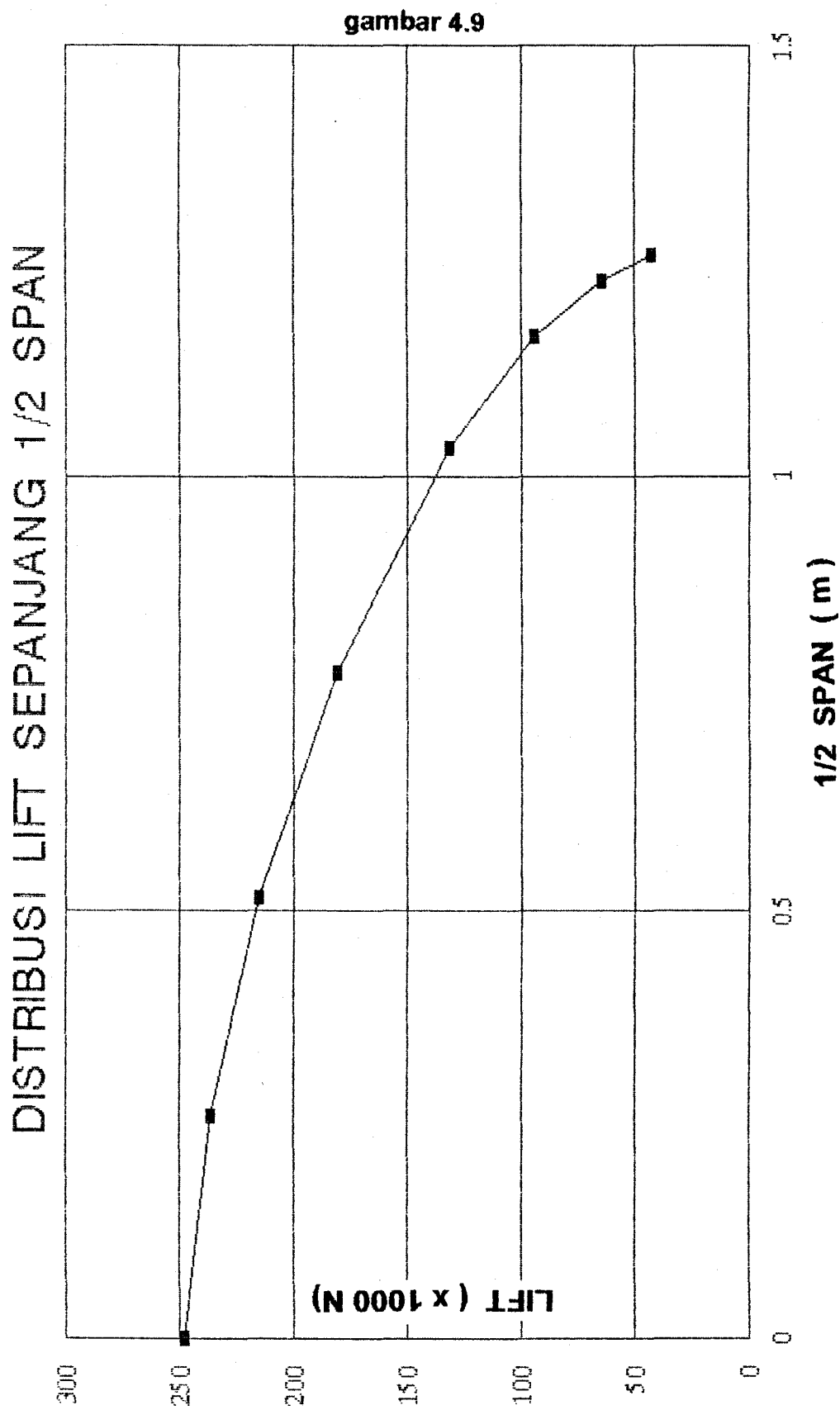
- ♦ Swept Back Λ = 20°
- ♦ Taper Ratio λ = 0,3
- ♦ Aspect Ratio (AR) = 2
- ♦ Span (b) = 2,577 m
- ♦ Root Chord (Cr) = 1,982 m
- ♦ Tip Chord (Ct) = 0,595 m
- ♦ Chord Flap Ratio (Cf/C) = 0,3
- ♦ Sudut Defleksi Flap δ = 30°

$Y/(b/2)$	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,982	1,339	-0,122
0,200	0,258	1,705	1,279	-0,085
0,400	0,515	1,427	1,172	-0,015
0,600	0,773	1,150	0,992	0,050
0,800	1,031	0,872	0,731	0,082
0,900	1,160	0,733	0,525	0,073
0,950	1,224	0,664	0,358	0,059
0,975	1,256	0,269	0,239	0,037

Cla	Cib	CI	L
0,870	0,008	0,655	248213,178
0,967	0,006	0,725	236313,659
1,058	0,001	0,787	214993,851
1,112	-0,006	0,820	180429,050
1,080	-0,012	0,790	131844,358
0,922	-0,013	0,672	94342,140
0,695	-0,011	0,505	64105,087
0,489	-0,008	0,356	42855,276

Besarnya Lift untuk sayap :

$$L = 468629.044 \text{ N}$$



PERHITUNGAN GAYA ANGKAT
SAYAP DENGAN FLAP
UNTUK TIPE KAPAL HIDROFOIL FPB - 28

DIMENSI SAYAP

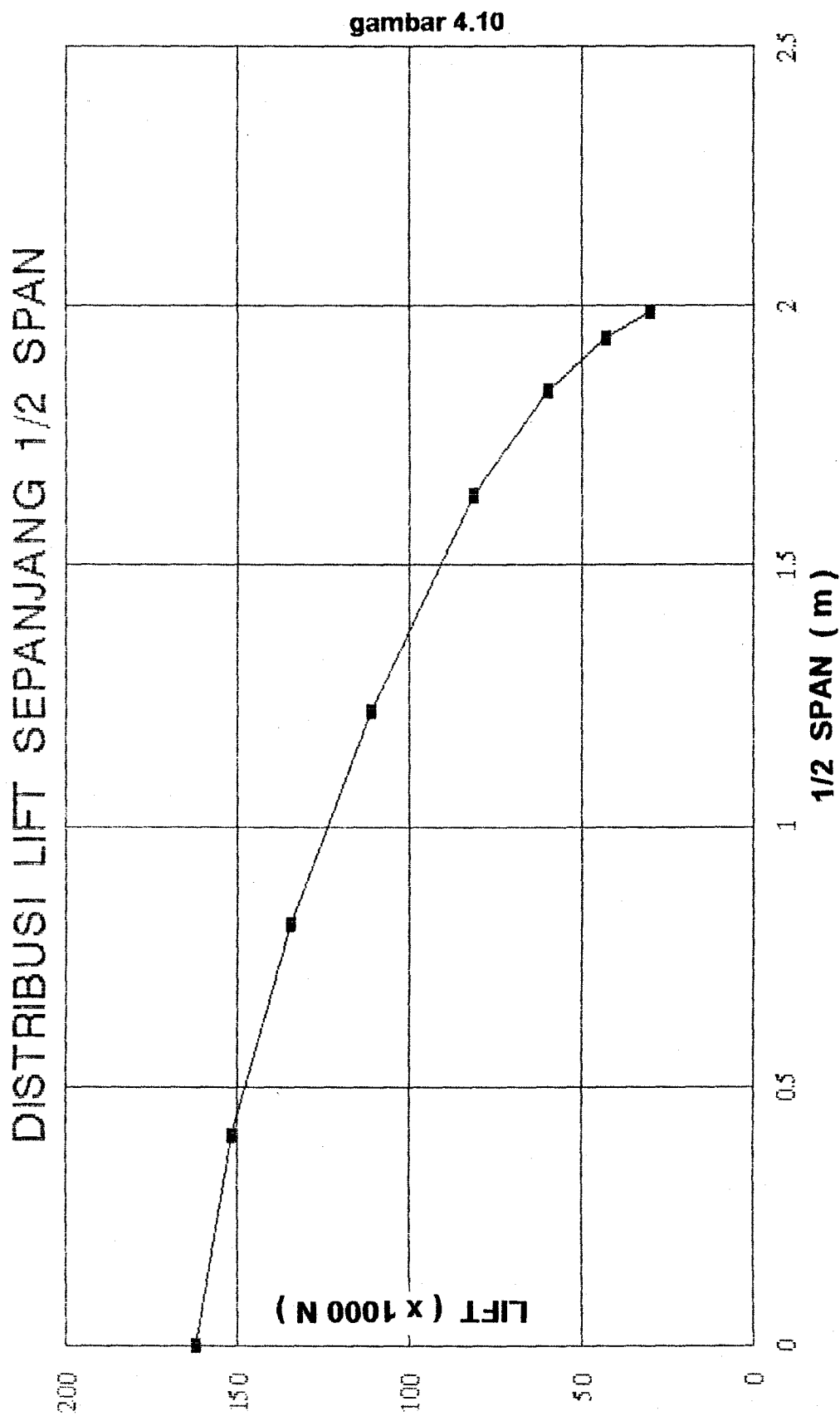
- ♦ Swept Back Λ = 20°
- ♦ Taper Ratio λ = 0,3
- ♦ Aspec Ratio (AR) = 5
- ♦ Span (b) = 4,074 m
- ♦ Root Chord (Cr) = 1,254 m
- ♦ Tip Chord (Ct) = 0,376 m
- ♦ Chord Flap Ratio (Cf/C) = 0,3
- ♦ Sudut Defleksi Flap δ = 30°

$Y/(b/2)$	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,254	1,369	-0,226
0,200	0,407	1,078	1,288	-0,159
0,400	0,815	0,903	1,159	-0,012
0,600	1,222	0,727	0,971	0,091
0,800	1,630	0,552	0,720	0,138
0,900	1,833	0,464	0,531	0,131
0,950	1,935	0,420	0,384	0,107
0,975	1,986	0,398	0,269	0,070

Cla	Cib	CI	L
0,890	0,015	0,676	162079,535
0,973	0,012	0,735	151653,771
1,046	0,001	0,778	134421,635
1,088	-0,010	0,798	111042,035
1,064	-0,020	0,770	81238,749
0,933	-0,023	0,670	59458,017
0,745	-0,021	0,533	42806,692
0,551	-0,014	0,395	30064,230

Besarnya Lift untuk sayap :

$$L = 468184.114 \text{ N}$$



PERHITUNGAN GAYA ANGKAT
SAYAP DENGAN FLAP
UNTUK TIPE KAPAL HIDROFOIL FPB - 28

DIMENSI SAYAP

- ♦ Swept Back = 20°
- ♦ Taper Ratio = 0,2
- ♦ Aspec Ratio (AR) = 3
- ♦ Span (b) = 3,156 m
- ♦ Root Chord (Cr) = 1,753 m
- ♦ Tip Chord (Ct) = 0,351 m
- ♦ Chord Flap Ratio (Cf/C) = 0,3
- ♦ Sudut Defleksi Flap = 30°

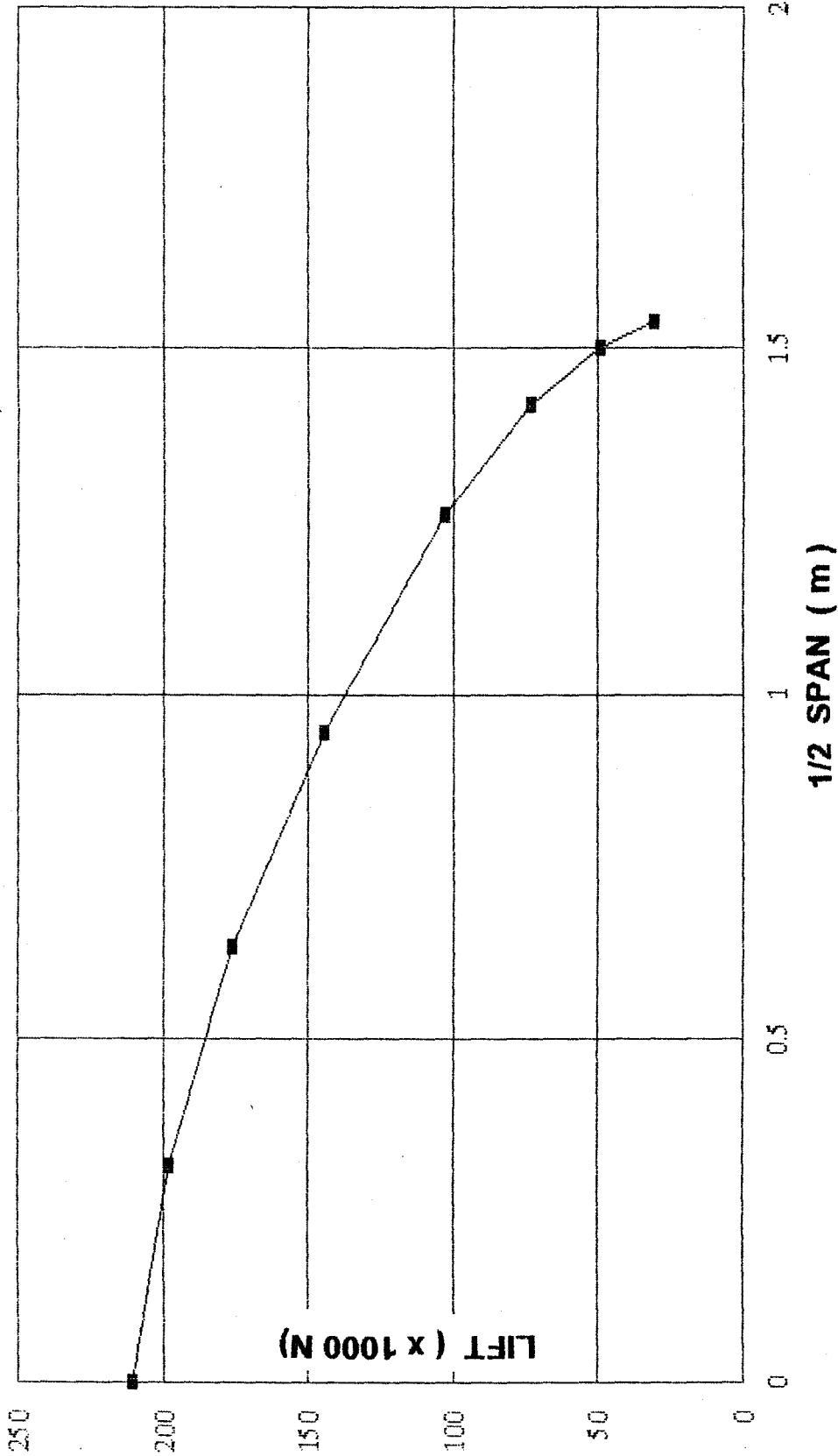
$Y/(b/2)$	Y	C	La	Lb
0.000	0.000	1.753	1.385	-0.162
0.200	0.316	1.473	1.308	-0.111
0.400	0.631	1.192	1.176	-0.012
0.600	0.947	0.912	0.975	0.068
0.800	1.262	0.631	0.700	0.101
0.900	1.420	0.491	0.500	0.092
0.950	1.499	0.421	0.339	0.073
0.975	1.539	0.386	0.210	0.045

Cl _a	Cl _b	Cl	L
0.831	0.010	0.627	210348,191
0.934	0.008	0.702	197808,662
1.038	0.001	0.772	176079,460
1.125	0.008	0.828	144415,593
1.167	0.017	0.850	102632,925
1.071	0.020	0.776	72909,625
0.848	0.018	0.611	49218,927
0.573	0.012	0.413	30494,053

Besarnya Lift untuk sayap :

$$L = 468320.568 \text{ N}$$

DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN



PERHITUNGAN GAYA ANGKAT
SAYAP DENGAN FLAP
UNTUK TIPE KAPAL HIDROFOIL FPB - 28

DIMENSI SAYAP

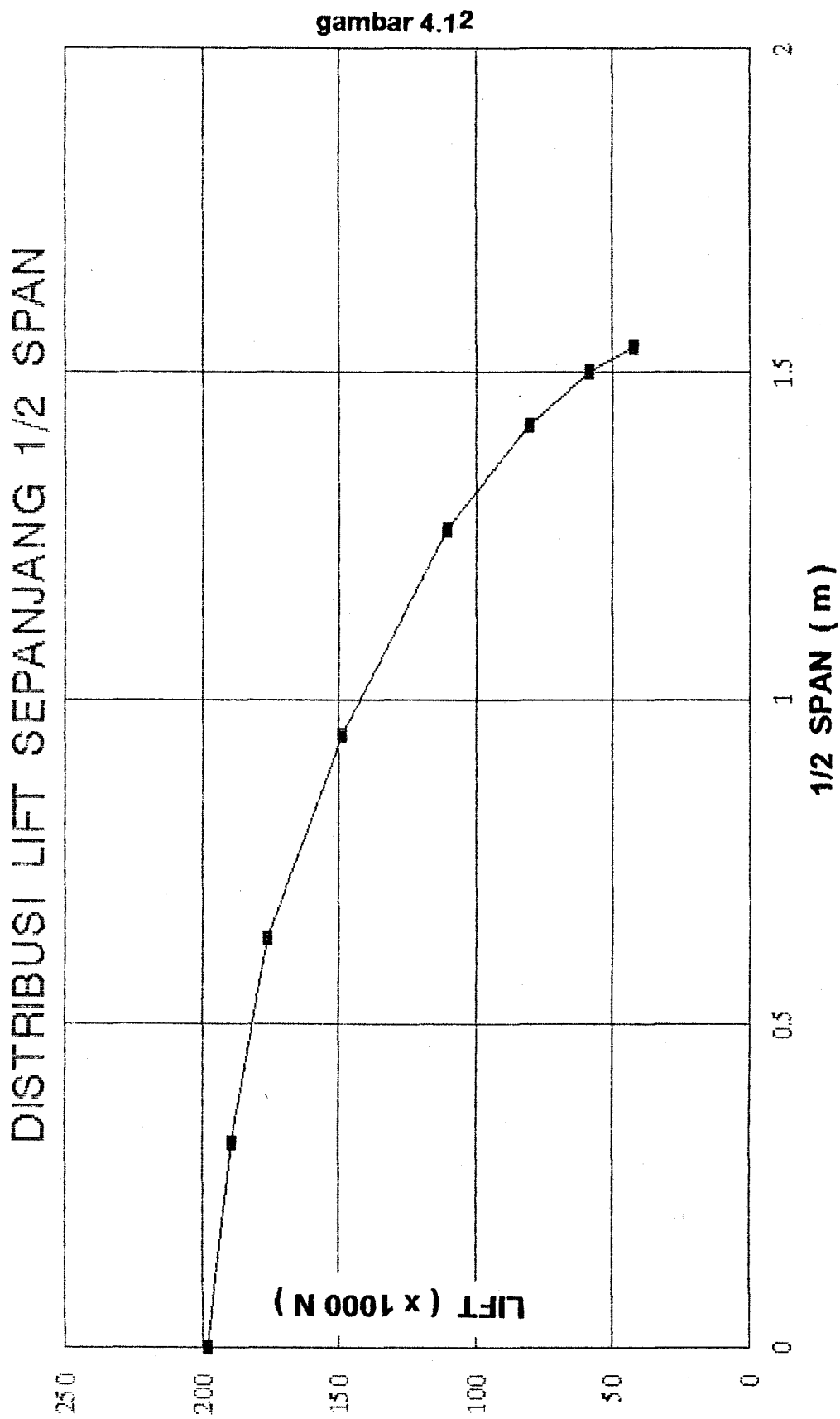
- ♦ Swept Back = 20°
- ♦ Taper Ratio = 0,5
- ♦ Aspec Ratio (AR) = 3
- ♦ Span (b) = 3,156 m
- ♦ Root Chord (Cr) = 1,403 m
- ♦ Tip Chord (Ct) = 0,701 m
- ♦ Chord Flap Ratio (Cf/C) = 0,3
- ♦ Sudut Defleksi Flap = 30°

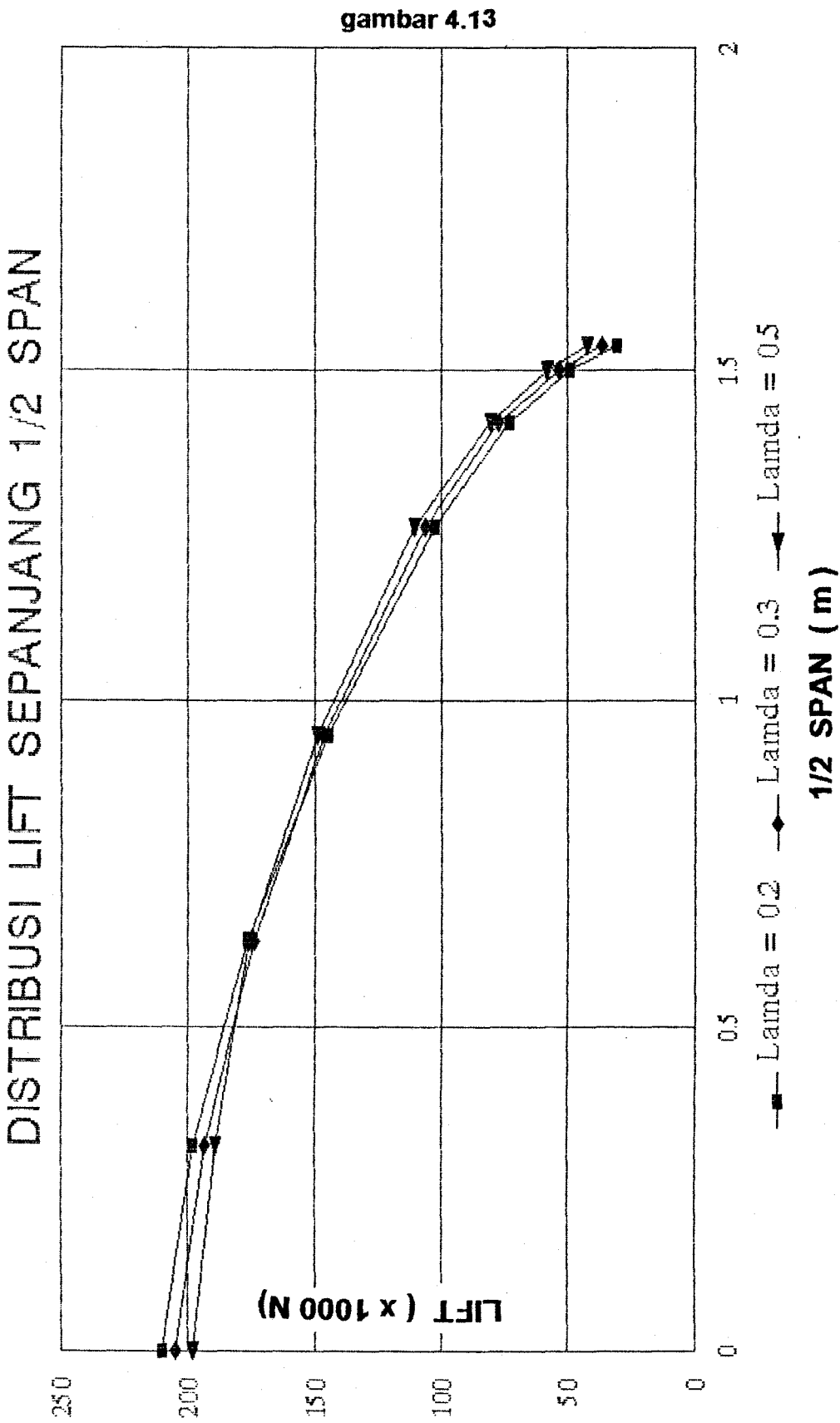
$Y/(b/2)$	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,403	1,302	-0,164
0,200	0,316	1,262	1,248	-0,113
0,400	0,631	1,122	1,160	-0,116
0,600	0,947	0,982	1,004	0,068
0,800	1,262	0,842	0,754	0,108
0,900	1,420	0,771	0,552	0,100
0,950	1,499	0,736	0,401	0,080
0,975	1,539	0,719	0,289	0,051

Cla	Cib	Cl	L
0,977	0,012	0,738	197978,107
1,040	0,009	0,782	188877,585
1,088	0,011	0,819	175780,014
1,076	0,007	0,792	148751,734
0,943	0,014	0,687	110566,248
0,753	0,014	0,546	80523,780
0,573	0,011	0,414	58348,428
0,423	0,007	0,307	42185,553

Besarnya Lift untuk sayap :

$$L = 469450.398 \text{ N}$$





PERHITUNGAN GAYA ANGKAT
SAYAP DENGAN FLAP
UNTUK TIPE KAPAL HIDROFOIL FPB - 28

DIMENSI SAYAP

- ♦ Swept Back = 20°
- ♦ Taper Ratio = 0,3
- ♦ Aspec Ratio (AR) = 3
- ♦ Span (b) = 3,156 m
- ♦ Root Chord (Cr) = 1,618 m
- ♦ Tip Chord (Ct) = 0,486 m
- ♦ Chord Flap Ratio (Cf/C) = 0,2
- ♦ Sudut Defleksi Flap = 30°

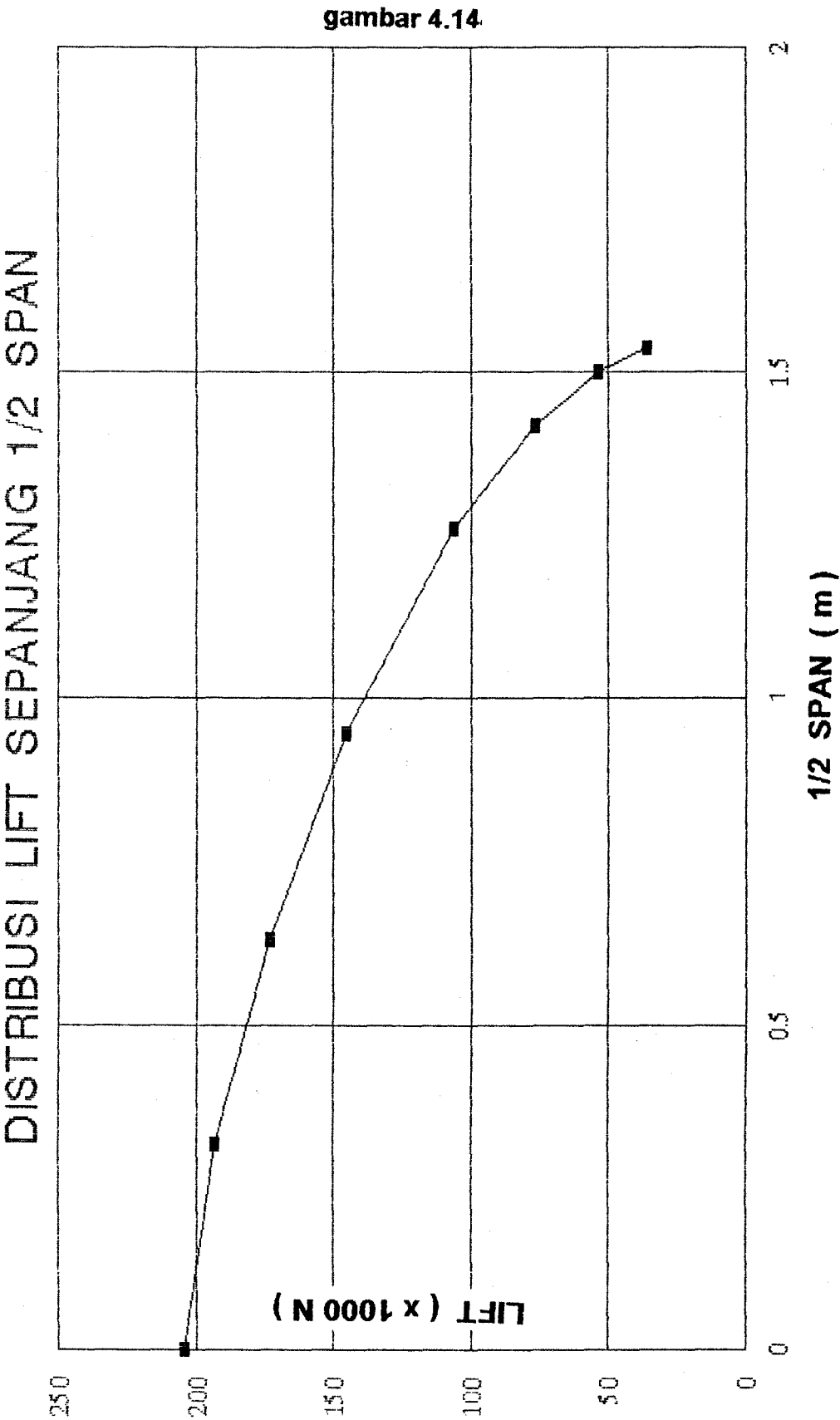
$Y/(b/2)$	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,618	1,350	-0,163
0,200	0,316	1,392	1,279	-0,112
0,400	0,631	1,165	1,160	-0,015
0,600	0,947	0,939	0,985	0,068
0,800	1,262	0,712	0,726	0,102
0,900	1,420	0,599	0,528	0,098
0,950	1,499	0,542	0,369	0,078
0,975	1,539	0,514	0,250	0,049

Cla	Cib	Cl	L
0,878	0,011	0,660	204320,016
0,967	0,008	0,724	192720,483
1,047	0,001	0,776	173047,160
1,104	-0,008	0,809	145316,147
1,073	-0,015	0,779	106062,072
0,928	-0,017	0,669	76656,733
0,716	-0,015	0,515	53381,195
0,512	-0,010	0,369	36243,509

Besarnya Lift untuk sayap :

$$L = 468327.230 \text{ N}$$

INSTITUT TEKNOLOGI
SURABAYA - NOVEMBER



PERHITUNGAN GAYA ANGKAT
SAYAP DENGAN FLAP
UNTUK TIPE KAPAL HIDROFOIL FPB - 28

DIMENSI SAYAP

- ♦ Swept Back = 20°
- ♦ Taper Ratio = 0,3
- ♦ Aspect Ratio (AR) = 3
- ♦ Span (b) = 3,156 m
- ♦ Root Chord (Cr) = 1,618 m
- ♦ Tip Chord (Ct) = 0,486 m
- ♦ Chord Flap Ratio (Cf/C) = 0,4
- ♦ Sudut Defleksi Flap = 30°

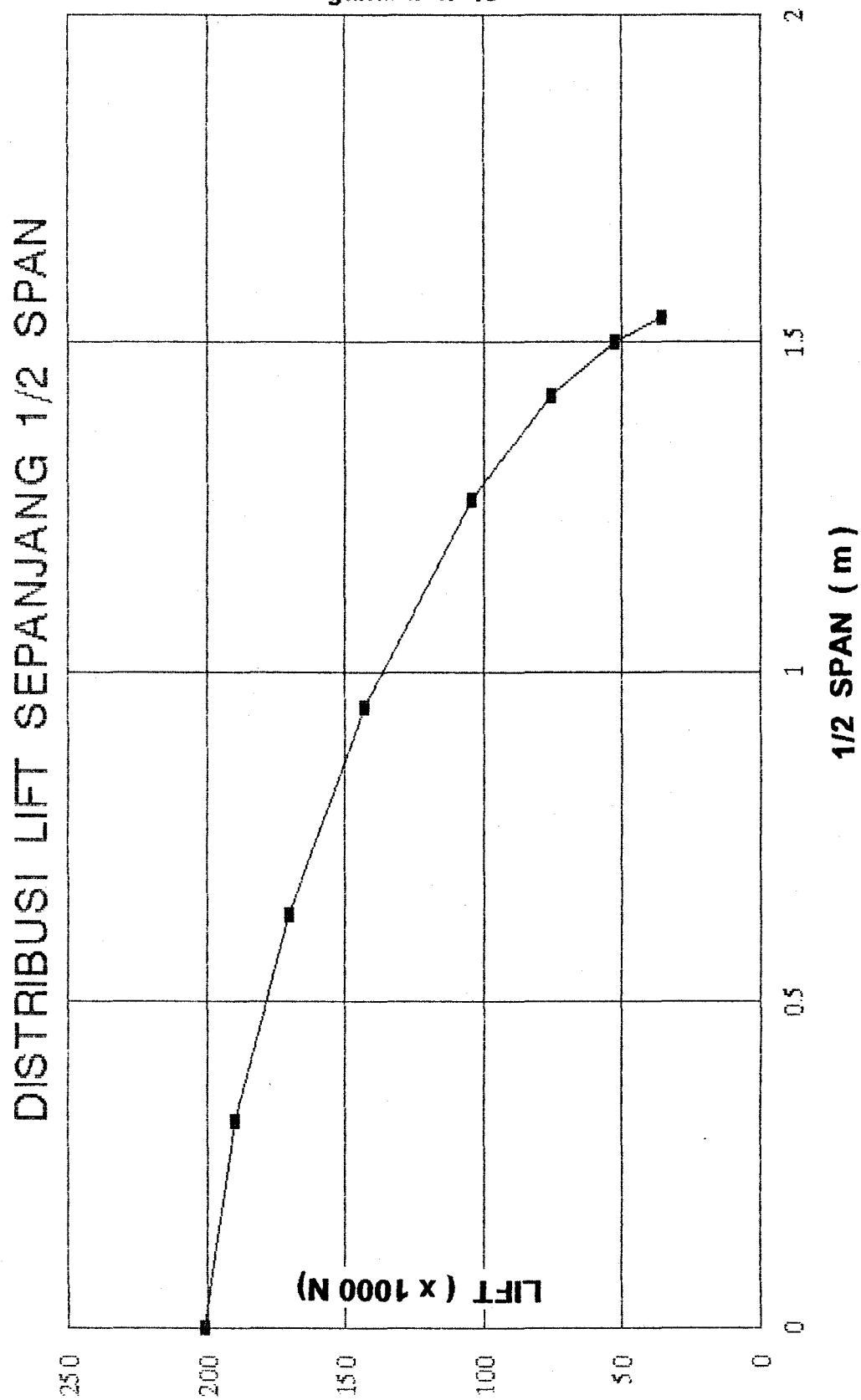
$Y/(b/2)$	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,618	1,350	-0,163
0,200	0,316	1,392	1,279	-0,112
0,400	0,631	1,165	1,160	-0,015
0,600	0,947	0,939	0,985	0,068
0,800	1,262	0,712	0,726	0,102
0,900	1,420	0,599	0,528	0,098
0,950	1,499	0,542	0,369	0,078
0,975	1,539	0,514	0,250	0,049

Cla	Cib	CI	L
0,878	0,011	0,649	200788,236
0,967	0,008	0,711	189374,449
1,047	0,001	0,763	170012,446
1,104	-0,008	0,795	142739,255
1,073	-0,015	0,765	104162,759
0,928	-0,017	0,657	7527,414
0,716	-0,015	0,505	52415,842
0,512	-0,010	0,362	35589,476

Besarnya Lift untuk sayap :

$$L = 460072.302 \text{ N}$$

gambar 4. 15



PERHITUNGAN GAYA ANGKAT
SAYAP DENGAN FLAP
UNTUK TIPE KAPAL HIDROFOIL FPB - 28

DIMENSI SAYAP

♦ Swept Back	= 20°
♦ Taper Ratio	= 0,3
♦ Aspec Ratio (AR)	= 3
♦ Span (b)	= 3,156 m
♦ Root Chord (Cr)	= 1,618 m
♦ Tip Chord (Ct)	= 0,486 m
♦ Chord Flap Ratio (Cf/C)	= 0,1
♦ Sudut Defleksi Flap	= 30°

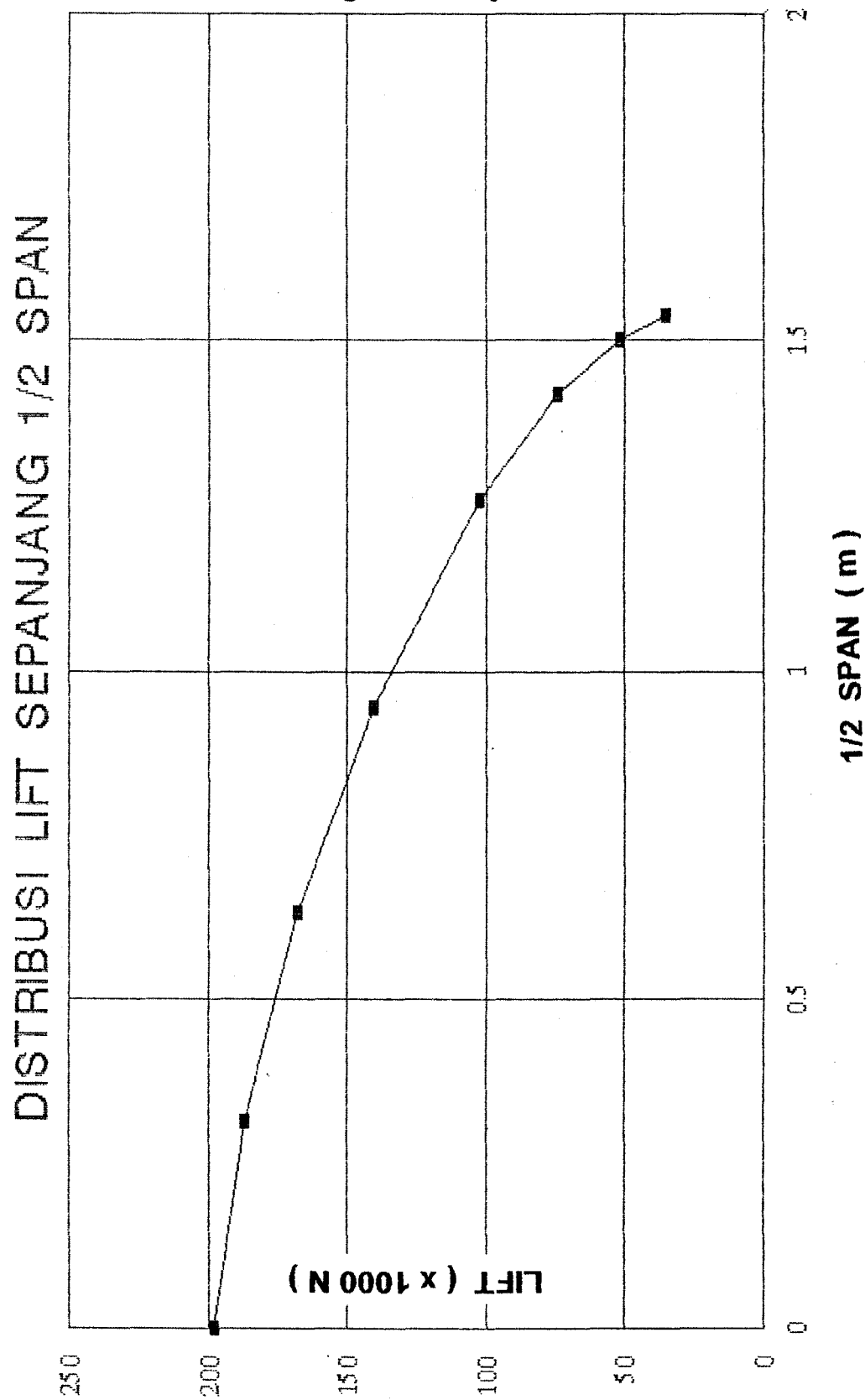
$Y/(b/2)$	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,618	1,350	-0,163
0,200	0,316	1,392	1,279	-0,112
0,400	0,631	1,165	1,160	-0,015
0,600	0,947	0,939	0,985	0,068
0,800	1,262	0,712	0,726	0,102
0,900	1,420	0,599	0,528	0,098
0,950	1,499	0,542	0,369	0,078
0,975	1,539	0,514	0,250	0,049

Cla	Cib	CI	L
0,878	0,011	0,639	197799,807
0,967	0,008	0,701	186543,189
1,047	0,001	0,751	167444,610
1,104	-0,008	0,783	140558,809
1,073	-0,015	0,753	102555,648
0,928	-0,017	0,647	74106,606
0,716	-0,015	0,498	51599,005
0,512	-0,010	0,356	35036,063

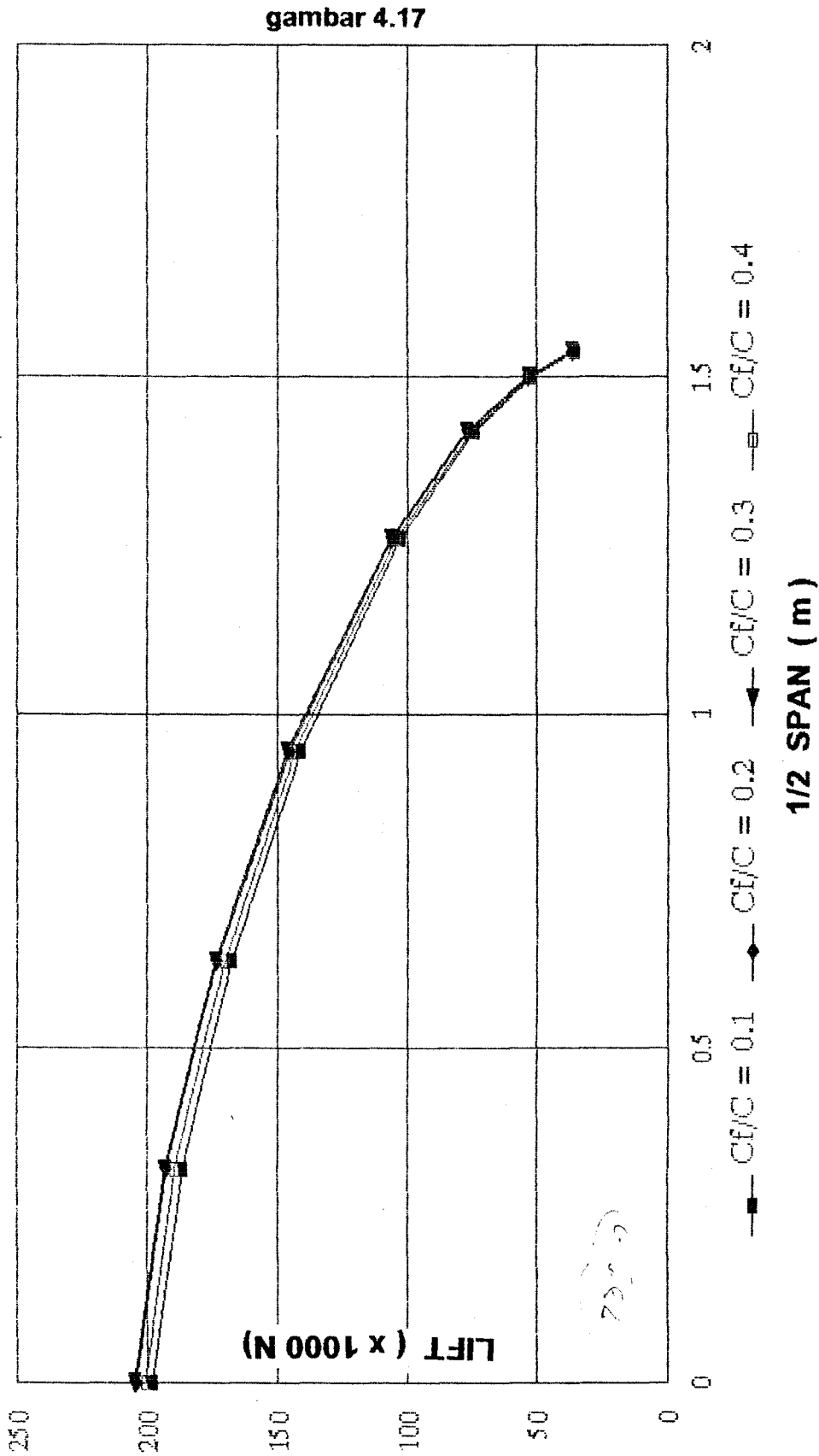
Besarnya Lift untuk sayap :

$$L = 456865.086 \text{ N}$$

gambar 4.16



DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN



PERHITUNGAN GAYA ANGKAT
SAYAP DENGAN FLAP
UNTUK TIPE KAPAL HIDROFOIL FPB - 28

DIMENSI SAYAP

- ♦ Swept Back = 20°
- ♦ Taper Ratio = 0,3
- ♦ Aspec Ratio (AR) = 3
- ♦ Span (b) = 3,156 m
- ♦ Root Chord (Cr) = 1,618 m
- ♦ Tip Chord (Ct) = 0,486 m
- ♦ Chord Flap Ratio (Cf/C) = 0,3
- ♦ Sudut Defleksi Flap = 10°

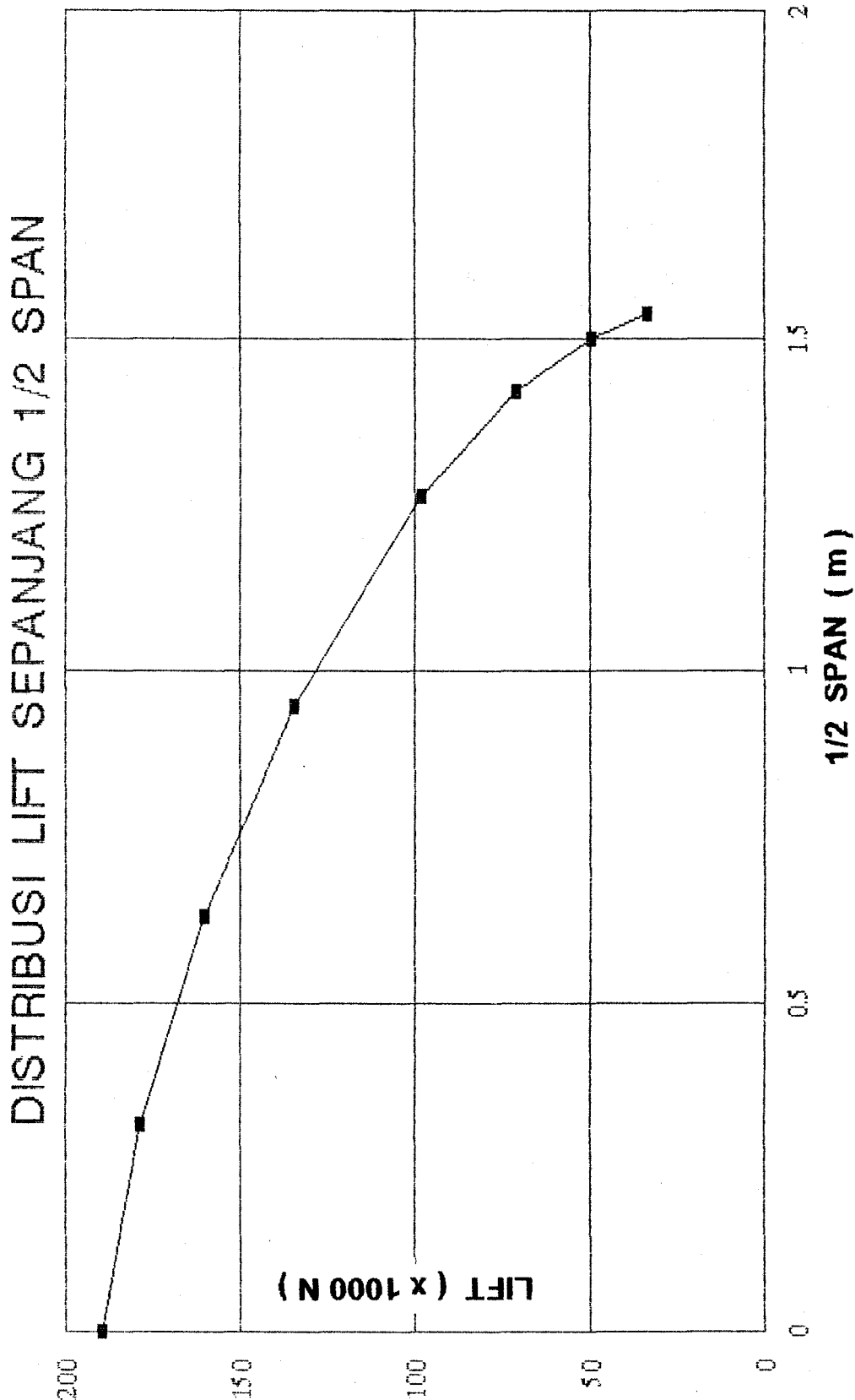
$Y/(b/2)$	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,618	1,350	-0,163
0,200	0,316	1,392	1,279	-0,112
0,400	0,631	1,165	1,160	-0,015
0,600	0,947	0,939	0,985	0,068
0,800	1,262	0,712	0,726	0,102
0,900	1,420	0,599	0,528	0,098
0,950	1,499	0,542	0,369	0,078
0,975	1,539	0,514	0,250	0,049

Cla	Cib	CI	L
0,878	0,011	0,612	189377,870
0,967	0,008	0,671	178564,183
1,047	0,001	0,719	160207,983
1,104	-0,008	0,749	134413,914
1,073	-0,015	0,720	98026,517
0,928	-0,017	0,618	70812,693
0,716	-0,015	0,475	49297,009
0,512	-0,010	0,341	33476,445

Besarnya Lift untuk sayap :

$$L = 433094.800 \text{ N}$$

gambar 4.18



PERHITUNGAN GAYA ANGKAT
SAYAP DENGAN FLAP
UNTUK TIPE KAPAL HIDROFOIL FPB - 28

DIMENSI SAYAP

- ♦ Swept Back = 20°
- ♦ Taper Ratio = 0,3
- ♦ Aspect Ratio (AR) = 3
- ♦ Span (b) = 3,156 m
- ♦ Root Chord (Cr) = 1,618 m
- ♦ Tip Chord (Ct) = 0,486 m
- ♦ Chord Flap Ratio (Cf/C) = 0,3
- ♦ Sudut Defleksi Flap = 60°

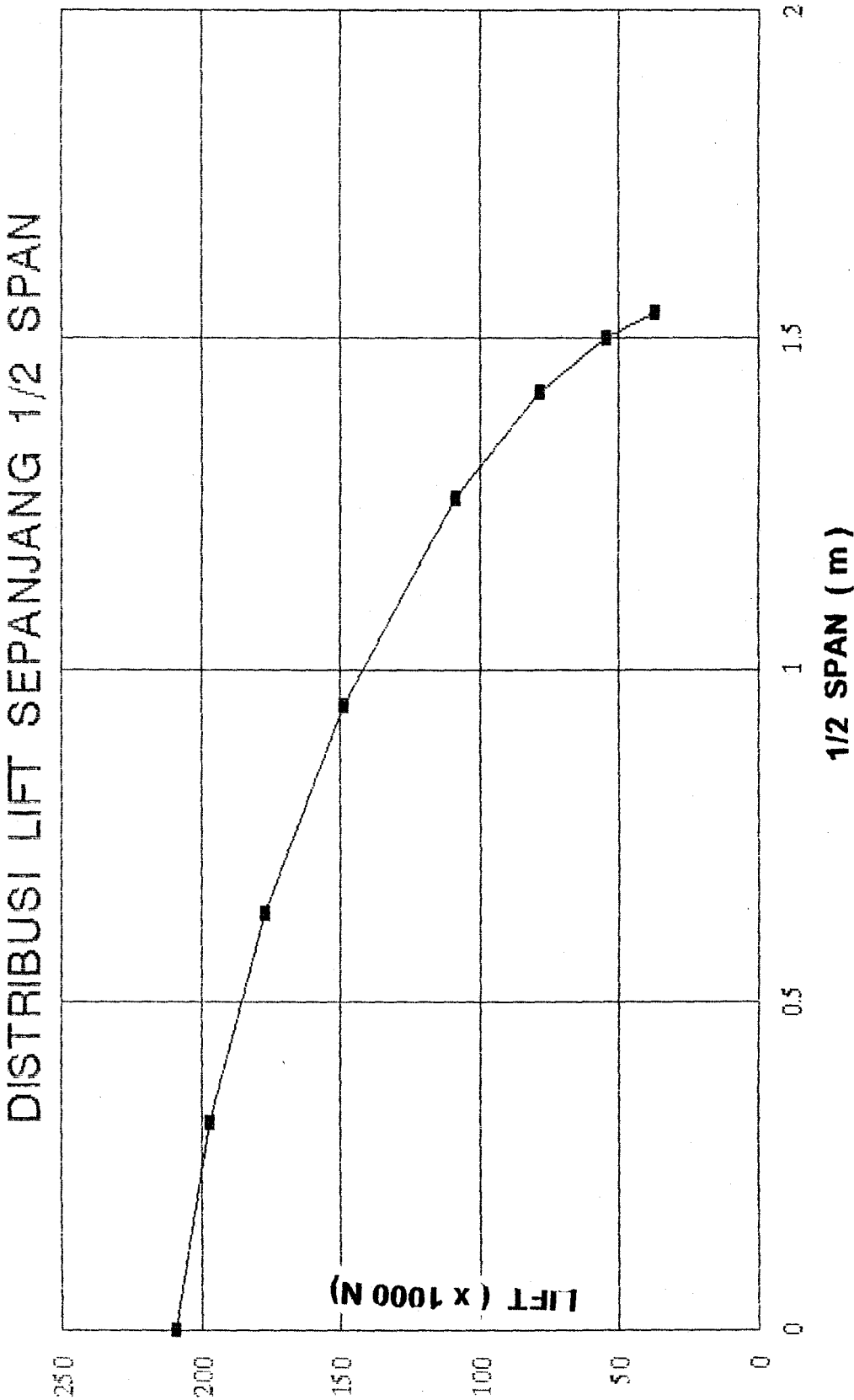
Y/(b/2)	Y	C	La	Lb
0,000	0,000	1,618	1,350	-0,163
0,200	0,316	1,392	1,279	-0,112
0,400	0,631	1,165	1,160	-0,015
0,600	0,947	0,939	0,985	0,068
0,800	1,262	0,712	0,726	0,102
0,900	1,420	0,599	0,528	0,098
0,950	1,499	0,542	0,369	0,078
0,975	1,539	0,514	0,250	0,049

Cla	Cib	CI	L
0,878	0,011	0,675	208938,498
0,967	0,008	0,740	197096,067
1,047	0,001	0,794	177015,634
1,104	-0,008	0,828	148685,928
1,073	-0,015	0,797	108545,788
0,928	-0,017	0,685	78463,072
0,716	-0,015	0,427	54643,580
0,512	-0,010	0,377	37098,784

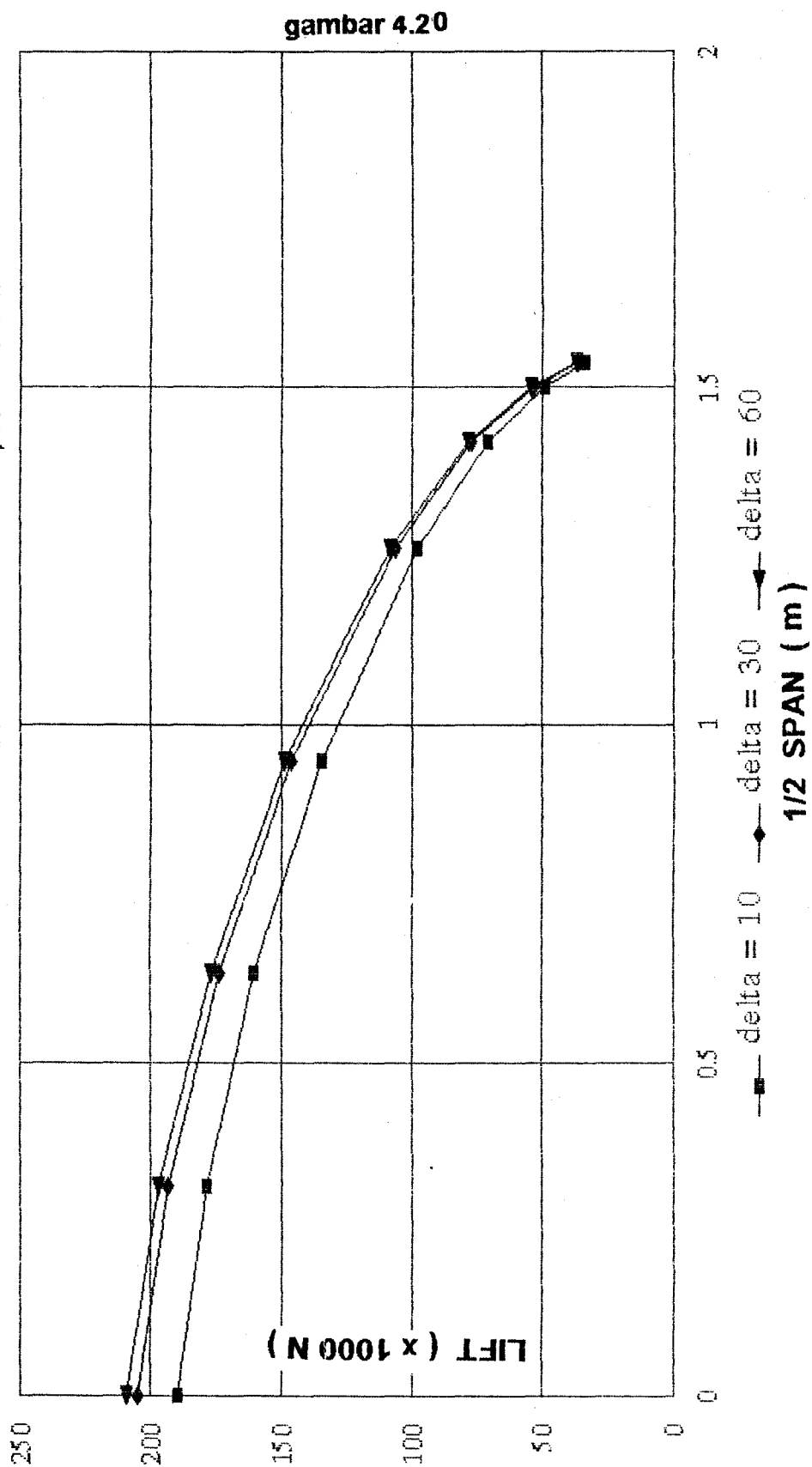
Besarnya Lift untuk sayap :

$L = 470328.985 \text{ N}$

gambar 4.19

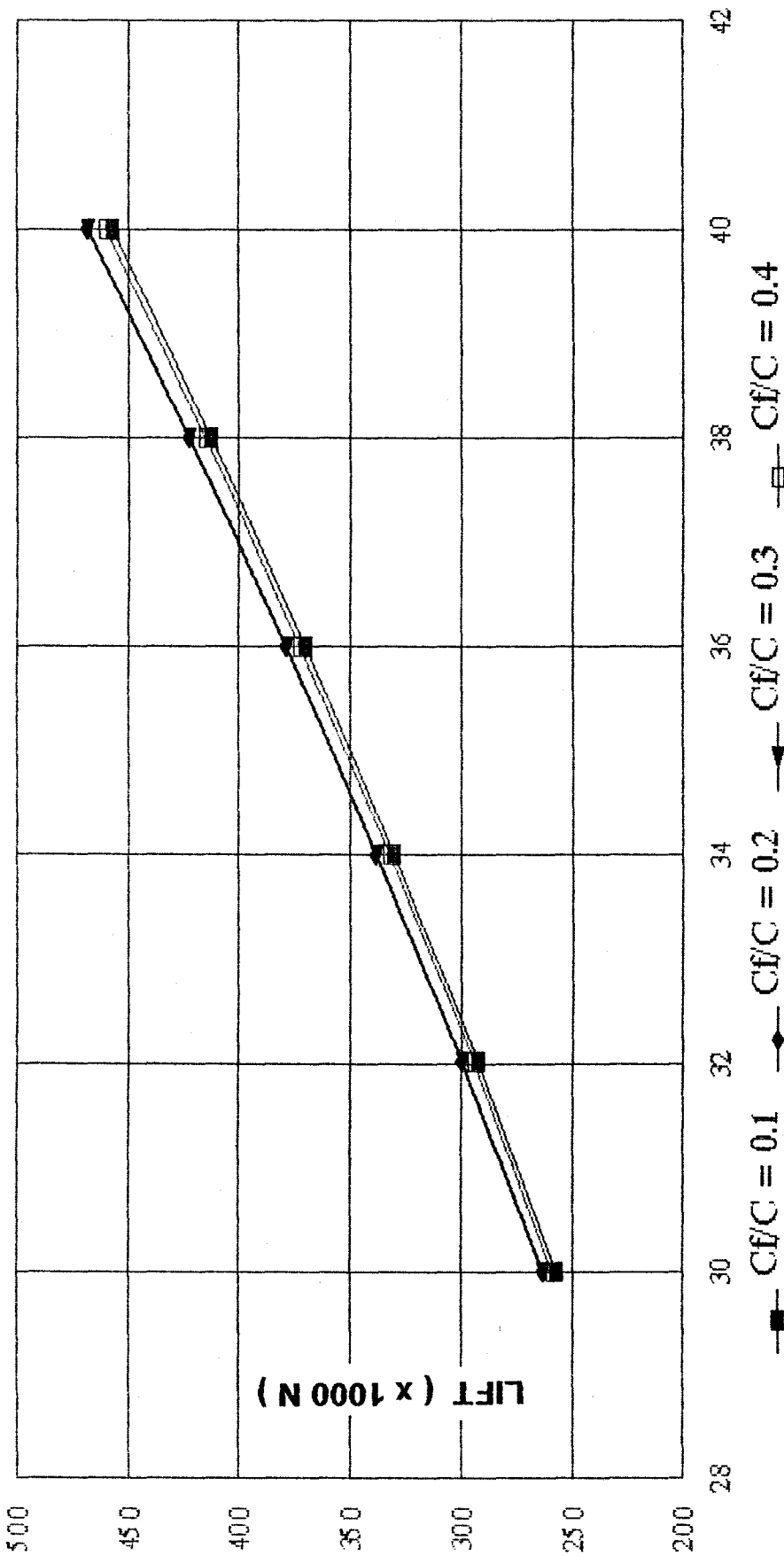


DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG 1/2 SPAN



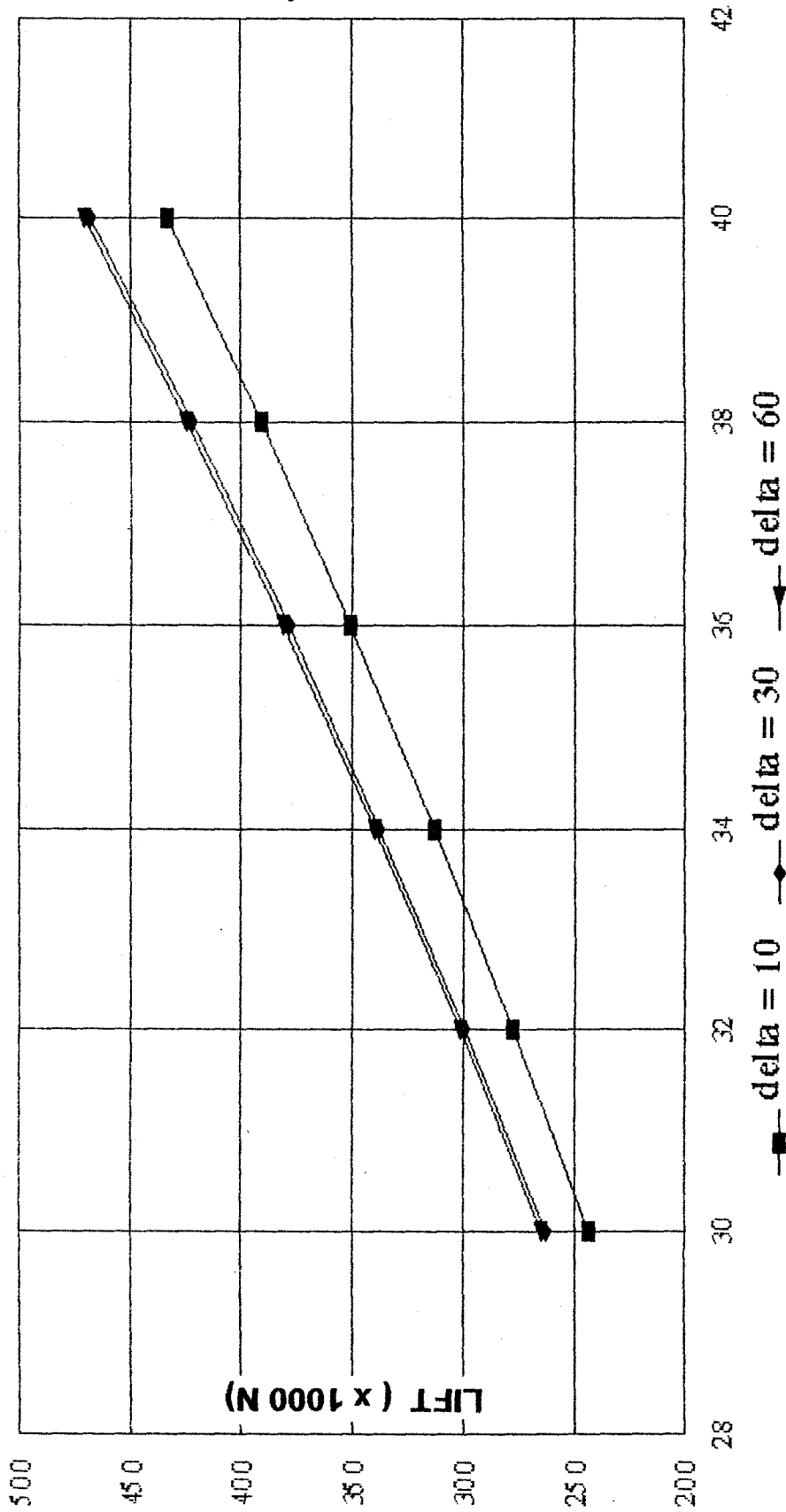
KECEPATAN VS LIFT

gambar 4.2 1



KECEPATAN VS LIFT

gambar 4.22



LIFT TOTAL SAYAP TANPA FLAP

$$\Lambda = 20^{\circ}$$

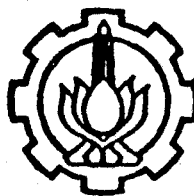
	LIFT TOTAL (N)
AR = 3 TAPER RATIO = 0,2	426577,842
AR = 3 TAPER RATIO = 0,3	426481,885
AR = 3 TAPER RATIO = 0,5	426591,420
AR = 2 TAPER RATIO = 0,3	426600,965
AR = 5 TAPER RATIO = 0,3	426126,407

LIFT TOTAL SAYAP DENGAN FLAP

$$\delta = 30^{\circ} \quad C_f/C = 0.3 \quad \Lambda = 20^{\circ}$$

	LIFT TOTAL (N)
AR = 3 TAPER RATIO = 0,2	468320,568
AR = 3 TAPER RATIO = 0,3	467492,743
AR = 3 TAPER RATIO = 0,5	469450,398
AR = 2 TAPER RATIO = 0,3	468692,044
AR = 5 TAPER RATIO = 0,3	468184,114

BAB V
ANALISA
PERANCANGAN SAYAP



BAB V

ANALISA PERANCANGAN SAYAP

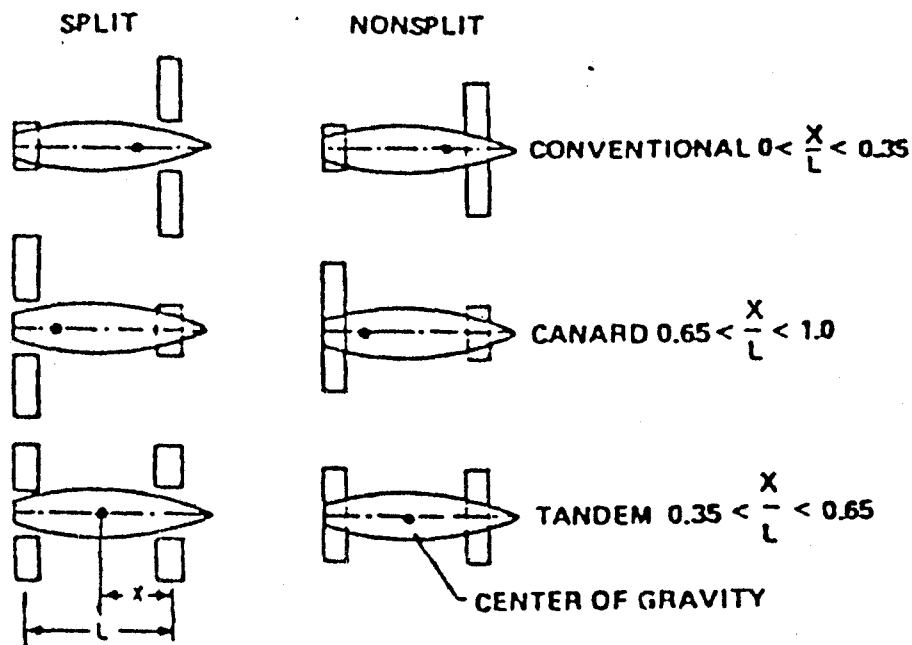
Analisa dari desain sayap dengan menggunakan suatu metoda merupakan faktor penentu bagi keberhasilan suatu perancangan sayap. Analisa perhitungan ini dilakukan dengan memvariasikan beberapa parameter antara lain : aspec ratio, taper ratio, chord flap ratio, dan sudut defleksi flap sedangkan kecepatan kapal, beban dan swept back diasumsikan untuk mengetahui pengaruh variabel-variabel tersebut terhadap lift yang dihasilkan oleh sayap.

Analisa yang dilakukan meliputi :

- ♦ Analisa peletakkan sayap terhadap konfigurasi sayap
- ♦ Analisa pengaruh geometri sayap terhadap karakteristik sayap
- ♦ Analisa pengaruh Aspec Ratio terhadap distribusi lift sepanjang sayap dan total lift sayap
- ♦ Analisa pengaruh Taper Ratio terhadap distribusi lift sepanjang sayap dan total lift sayap
- ♦ Analisa pengaruh pengoperasian High Lift Device terhadap lift yang dihasilkan sayap.

V.1 ANALISA PELETAKAN SAYAP TERHADAP KONFIGURASI SAYAP

Sayap pada kapal hidrofoil ini berfungsi untuk menyangga badan kapal agar terangkat ke permukaan air. Dengan asumsi bahwa kapal dianggap suatu batang yang disangga kedua ujungnya. Konfigurasi sayap sangat dipengaruhi letak titik berat kapal itu.



gambar 5.1
Peletakan foil pada hidrofoil

Pada kapal FPB - 28 titik berat kapal adalah pada $0.35 < \frac{X}{L} < 0.65$ maka bentuk konfigurasi tandem adalah yang sesuai. Dengan mempertimbangkan lebar badan kapal dimana sayap itu dipasangkan maka span sayap adalah lebih kecil

atau sama dengan lebar badan kapal pada tempat tersebut. Hal ini dimaksudkan untuk memudahkan pengontrolan dan keamanan sayap.

Peletakan sayap ini akan mempengaruhi parameter geometris sayap, hal ini dapat difahami karena pengaruh beban yang disangga dan space yang tersedia untuk sayap tersebut.

V.2 ANALISA PENGARUH GEOMETRIS SAYAP TERHADAP KARAKTERISTIK SAYAP

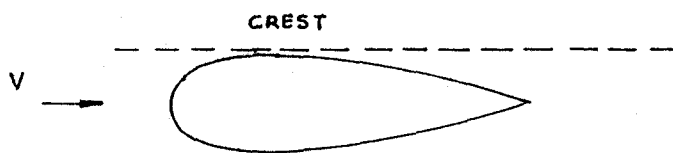
Dalam perancangan sayap perlu diperhatikan bentuk geometris. Sayap yang mana penampangnya berbentuk foil ini harus mempunyai ketebalan yang memadai hal ini berkaitan dengan kekuatan struktur sepanjang sayap. Ukuran ketebalan ini sebatas memungkinkan secara struktur mengangkat beban dan diupayakan beban struktur yang ringan.

MENUNDA TERJADINYA SHOCK PADA SAYAP

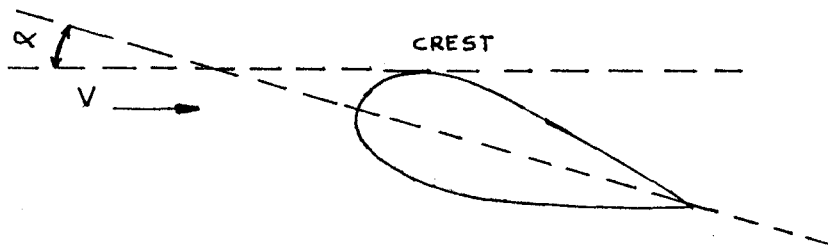
Pada kecepatan high subsonic speed akan terjadi stall (hilangnya gaya angkat) yang diakibatkan adanya shock, yang mengakibatkan terjadinya separasi boundary layer. Shock ini merupakan daerah yang sangat tipis (tebal $< 10^{-5}$ cm) dimana aliran yang melaluinya berubah sifatnya oleh proses adiabatik. Shock ini terjadi apabila pada permukaan aerofoil aliran telah mencapai angka mach $M > 1$. Suatu sayap yang bergerak dalam suatu fluida dengan kecepatan tertentu pada permukaan sayapnya akan terjadi boundary layer, apabila kecepatan fluida bebas semakin tinggi maka pada permukaan atas sayap akan terjadi kenaikan kecepatan lokal, pada saat itulah terjadi shock. Shock pertama kali terjadi pada daerah crest

karena pada daerah itu terjadi kecepatan kritis. Letak crest ini dipengaruhi oleh sudut serang, pada sudut serang nol dengan bentuk aerofoil yang simetris, maka crest terjadi pada daerah maksimal ketebalan, sedang bila sudut serang bertambah maka crest bergerak ke muka aerofoil.

Sudut serang = 0



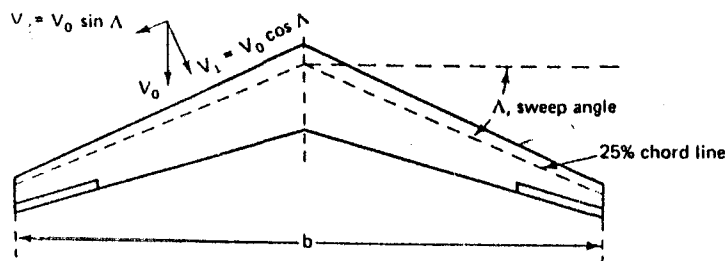
Sudut serang $\neq 0$



Setelah terjadi shock maka terjadi perubahan tekanan, density, temperatur dan mach number. Perbedaan tekanan dan penurunan kecepatan akan membuat penebakan pada boundary layer. Momentum dari aliran akan turun, sedangkan tegangan geser membesar sehingga terjadi separasi aliran. Karena terjadi separasi aliran maka terjadi kenaikan drag yang mana akan semakin cepat terjadi pada sudut setrang yang semakin besar. Sudut serang yang semakin besar akan menggeser crest ke depan sehingga shock terjadi lebih awal.

Terjadinya shock ini sedapat mungkin dihindari hal ini bisa dilakukan dengan penggunaan sudut sapu (swept back angle). Sudut swept back ini diukur dari sumbu

tegak lurus center line sayap dengan seperempat chord line dari sayap. Hal ini menghambat terjadinya shock karena komponen fluida bebas tidak langsung secara efektif mengenai sayap, hanya komponen kecepatan yang tegak lurus dari sayap yang efektif mengenai sayap. Dengan sudut sapu ini kecepatan efektif yang mengenai sayap $V_{ef} = V_0 \cos \Lambda$.



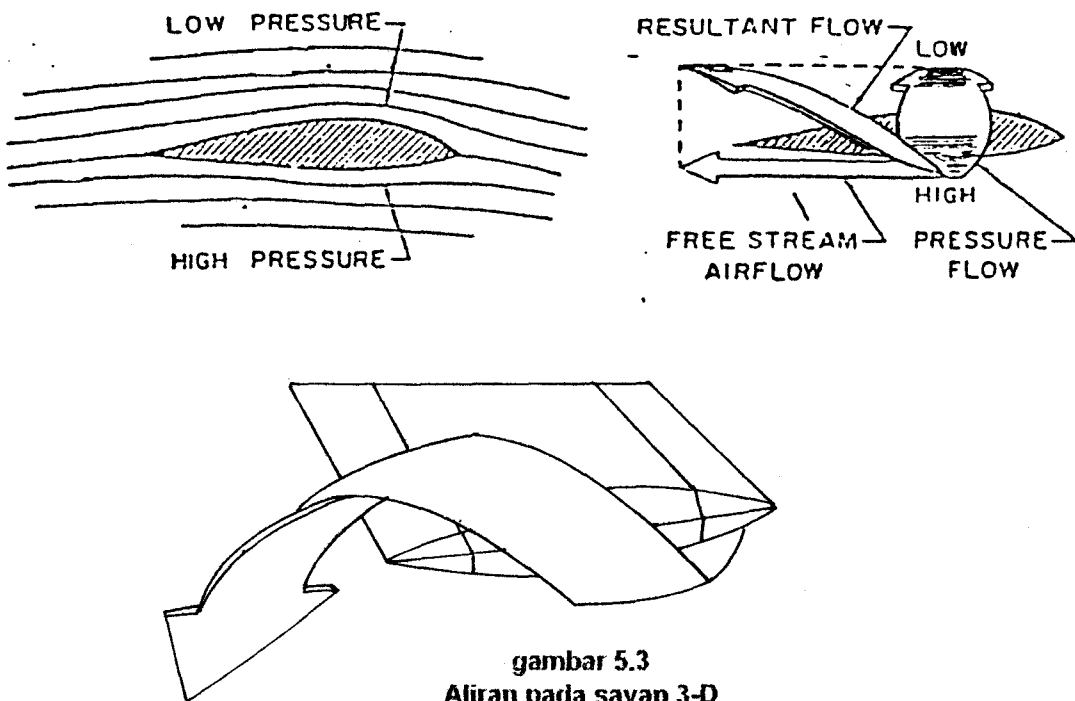
gambar 5.2
Penampang sayap

V.3 ANALISA PENGARUH ASPEC RATIO TERHADAP DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG SAYAP DAN TOTAL LIFT SAYAP

Sayap dengan aspec ratio kecil distribusi distibusi lift terbesar terjadi pada root chord dan berkurang seiring dengan bertambahnya aspec ratio. Hal ini karena sayap dengan aspec ratio mempunyai span yang kecil pula sehingga pengaruh tip vortexx pada pangkal sayap masih cukup besar. Sayap dengan aspec ratio besar maka mempunbyai span yang besar sehingga pengaruh tip vortex akan berkurang.

Hal ini bisa difahami bahwa besarnya aspec ratio dengan span cukup panjang maka terjadinya kebocoran aliran (tip vortex) pada ujung sayap akan lebih kecil dibanding sayap dengan aspec ratio kecil dan span pendek. Hal ini mengingat pada sayap tiga dimensi (sayap terbatas) akan terjadi kebocoran aliran dari daerah

yang bertekanan tinggi di bagian bawah sayap ke daerah bertekanan rendah pada bagian atas sayap, yang mana terjadi pada ujung sayap, adanya kebocoran aliran inilah yang dinamakan tip vortex. Jika aliran ini dikombinasikan dengan aliran fluida bebas yang arah alirannya horizontal, maka akan menghasilkan aliran seperti pada gambar.



gambar 5.3
Aliran pada sayap 3-D

Dari gambar terlihat bahwa karena adanya tip vortex, lift menjadi condong ke belakang dari posisi semula, akibatnya terjadi komponen horizontal dari lift yang arahnya berlawanan dengan arah kapal, komponen inilah yang disebut induced drag. Persamaan untuk menghitung induced drag adalah :

$$D_i = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{di}$$

dimana : D_i = induced drag

$$C_{di} = \text{koefisien induced drag} = \frac{C_l^2}{\pi A R}$$

Dari persamaan di atas terlihat bahwa penggunaan aspect ratio yang besar akan mengurangi induced drag karena pengaruh tip vortex pada pangkal sayap sudah jauh berkurang dibanding pada ujung sayap, sehingga lift yang dihasilkan juga lebih besar.

Dengan semakin besarnya aspect ratio maka sayap akan makin menyerupai sayap 2-D sehingga C_l yang dihasilkan semakin besar. Kenaikan C_l ini tidak memperbesar induced drag karena kenaikannya jauh lebih kecil dibandingkan kenaikan Aspect ratio.

Dari perhitungan diketahui bahwa nilai Aspect Ratio yang semakin besar selalu diikuti dengan bertambahnya panjang span sayap dan juga disertai dengan berkurangnya root chord dan tip chord yang selanjutnya sayap semakin tipis sepanjang span. Tentunya ini menimbulkan kesulitan tersendiri khususnya kekuatan konstruksi sayap, karena semakin panjangnya bentangan sayap mengakibatkan bending momen yang semakin besar pula. Hal ini menyukitkan juga dalam penyediaan material yang sanggup mengatasi besarnya bending momen.

V.4 ANALISA PENGARUH TAPER RATIO TERHADAP DISTRIBUSI LIFT SEPANJANG SAYAP DAN TOTAL LIFT SAYAP

Rasio atau perbandingan dari tip chord dengan root chord merupakan salah satu parameter sayap. Pada sayap dengan taper ratio rendah cenderung mempunyai koefisien lift section lebih tinggi pada ujung sayap dibandingkan bagian ujung sayap dengan taper ratio rendah. Sebaliknya pada bagian pangkal sayap dengan taper ratio rendah mempunyai koefisien lift section lebih rendah

dibandingkan sayap dengan taper ratio tinggi. Kecenderungan ini mendorong terjadinya tip stall pada ujung sayap. Dalam perancangan sayap dirancang agar stall pertama kali terjadi pada pangkal sayap. Alasan mengapa stall harus terjadi pada pangkal sayap karena aileron pada bagian ujung sayap yang akan memperbaiki stabilitas sehingga bila stall terjadi pada pangkal sayap maka aileron dapat berfungsi. Untuk memperoleh keadaan demikian maka sudut serang pada ujung sayap harus lebih kecil dari pangkal sayap yaitu dengan jalan memberikan puntiran pada ujung sayap (twist).

Pada bagian lain taper ratio yang rendah menunjukkan pada pangkal sayap ketebalannya lebih besar, dimana pada bagian ini mengalami bending momen paling besar sepanjang sayap. Selanjutnya hal ini mempengaruhi lift section pada pangkal sayap yang lebih tinggi dibandingkan sayap dengan taper ratio tinggi, sehingga semakin tebalnya bagian pangkal akan mengurangi bending momen.

Pada hasil perhitungan (lihat gambar 4.13) terlihat bahwa besarnya lift total sayap bertambah seiring dengan membesarnya nilai taper ratio. Hal ini bisa difahami akibat dari kebocoran aliran pada ujung sayap yang mengecil dengan bertambahnya nilai taper ratio.

V.5 ANALISA PENGARUH PENGOPERASIAN HIGH LIFT DEVICES TERHADAP LIFT TOTAL SAYAP

Pada saat kapal landing atau take off maupun saat beroperasi dengan kecepatan rendah kapal hydrofoil harus mampu mempertahankan badan kapal dalam kondisi foilborne. Karena lift berbanding lurus dengan kuadrat kecepatan

maka bila kecepatan menurun lift yang dihasilkan menurun juga. Untuk mengatasi hal ini perlu menaikkan harga koefisien lift sayap, yang mana didapat dengan pengoperasian high lift devices.

Penambahan sudut serang dapat pula menaikkan lift sayap, akan tetapi hal ini mempunyai kelemahan bahwa apabila penambahan sudut serang yang berlebihan akan mengakibatkan separasi aliran pada bagian atas sayap, yang mana akan menurunkan lift sekaligus menaikkan drag. Pada saat landing perlu dijaga badan kapal turun secara graduate sehingga lebih aman, hal ini dapat ditempuh dengan pengoperasian flap. [11]

V.5.1 SUDUT DEFLEKSI FLAP (δ)

Kecepatan dimana stall dapat terjadi pada kecepatan rendah dinyatakan dengan persamaan :

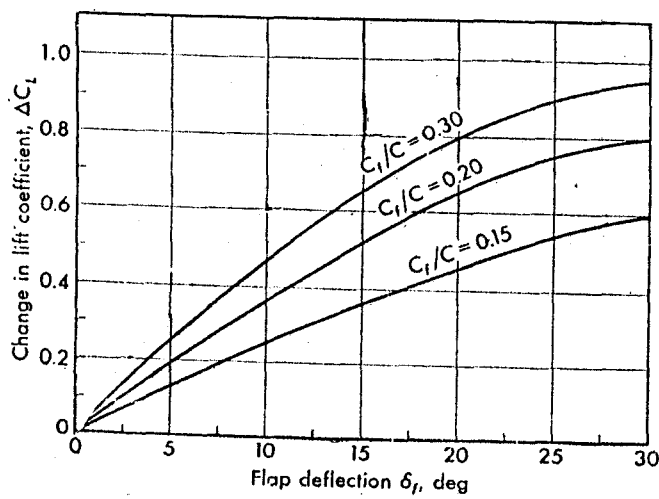
$$V_{\text{stall}} = \sqrt{\frac{2L}{\rho \cdot S \cdot C_{l\text{max}}}}$$

dimana $C_{l\text{max}}$ adalah koefisien lift maximal pada sudut serang maximal dibawah pengaruh high lift devices. High lift system dalam hal ini adalah trailing edge devices (flap) adalah peralatan untuk memperbesar $C_{l\text{max}}$. Penambahan koefisien lift pada aerofoil dapat diperoleh dengan penambahan camber pada aerofoil.

Pengoperasian flap atau defleksi flap adalah identik dengan penambahan camber pada foil, penambahan camber berarti memperbesar sirkulasi, dengan lebih besarnya sirkulasi lift yang dihasilkan lebih besar.

$$L = \rho \cdot V_{\infty} \cdot \Gamma$$

Pada perhitungan kita melihat bahwa pada bentuk sayap yang sama dengan semakin besarnya sudut defleksi flap menghasilkan lift total yang semakin besar. hal ini dapat difahami bahwa penambahan sudut defleksi flap sama halnya dengan penambahan camber pada foil.



gambar 5.4
Grafik perubahan lift terhadap
sudut defleksi flap (pada sudut serang tetap) [6]

Dengan harga C_{lmax} yang makin besar maka kecepatan stall semakin rendah, sehingga kapal hydrofoil akan lebih aman baik saat take off maupun landing.

V.5.2 CHORD FLAP RATIO (C_f/C)

Telah diketahui bahwa penambahan camber pada foil akan memperbesar sirkulasi. Kelengkungan camber selain ditentukan sudut defleksi flap juga seberapa besar bagian foil yang terdefleksi.

Dari perhitungan diketahui bahwa semakin besarnya C_f/C cenderung menghasilkan lift yang semakin besar juga. Pada harga tertentu penambahan harga C_f/C menghasilkan lift yang menurun. Hal ini bisa difahami bahwa semakin besarnya bagian foil yang terdefleksi menambahkan sudut serang ataupun semakin kecilnya bagian high lift system yang digunakan, hal ini lebih jelas pada harga chord flap ratio $C_f/C = 1$ ini berarti tidak ada flap, sehingga lift yang dihasilkan kecil. Jadi semakin besarnya harga C_f/C akan memperbesar lift kemudian apabila harga C_f/C bertambah akan menurunkan lift. Kenaikan atau penurunan lift ini tergantung juga dari geometri sayap yang saling tergantung pada parameter-parameter lain dari sayap.

Perancangan sayap ini merupakan salah satu langkah dari keseluruhan proses perancangan kapal hydrofoil, karena itu adanya keterkaitan dengan perancangan bagian-bagian lain dalam satu spiral perancangan kapal hydrofoil.

Pada perhitungan dengan memberikan kecepatan yang berbeda pada bentuk sayap yang sama terlihat pengaruh pengoperasian flap menunjukkan kecepatan yang semakin tinggi mampu meningkatkan lift sayap, demikian juga dengan membesarnya sudut defleksi flap lift semakin besar. Hal ini diketahui bahwa pengoperasian flap menimbulkan perbedaan kecepatan aliran antara bagian atas sayap dengan bagian bawah sayap, dimana kenaikan kecepatan selalu diikuti dengan penurunan tekanan begitu sebaliknya (azas Bernoulli).

Begitu juga dengan melihat hasil perhitungan dengan kecepatan dan C_f/C bervariasi menunjukkan bertambahnya C_f/C diikuti dengan naiknya lift. dan pada penambahan C_f/C tertentu nilai lift akan menurun.

Pada saat kapal hidrofoil beroperasi pada perairan bergelombang maka kecepatan kapal akan menurun akibat hempasan gelombang pada kapal, dengan turunnya kecepatan ini lift dari sayap akan menurun yang mana akan menjadikan kapal dalam keadaan hullborne, maka tahanan kapal akan bertambah dengan bertambahnya bagian kapal yang tercelup ke dalam air, juga penurunan lift yang tiba-tiba sangat mengganggu akurasi pengoperasian persenjataan dan menimbulkan slamming yang membahayakan bagi kapal, hal ini akan merugikan bagi suatu kapal perang yang mana memerlukan mobilitas yang tinggi.

Perbandingan antara sayap tanpa flap dengan sayap yang memakai flap, terlihat dari lift total sayap yang dihasilkan. Sayap dengan flap menghasilkan lift yang lebih besar. Kenyataan ini berguna untuk mempertahankan kapal hidrofoil dalam keadaan foilborne dan menurunkan kecepatan stall kapal sehingga lebih aman. Sehingga dengan pengoperasian flap ini akan memperbaiki operasional kapal perang dalam operasinya.

Dari pengamatan di atas pengoperasian flap ini prinsipnya menambah kelengkungan (camber) pada aerofoil, juga bahwa besarnya lift ditentukan sirkulasi yang timbul saat sayap bergerak relatif terhadap bidang aliran, dimana sirkulasi tergantung pada bentuk sayap, kecepatan aliran serta sudut serang terhadap bidang aliran.

BAB VI

KESIMPULAN



BAB VI KESIMPULAN

Dengan mempertimbangkan konsep yang ada dan dengan mengamati hasil-hasil perhitungan, maka dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut :

Dalam perancangan sayap kapal hydrofoil dilakukan dahulu perhitungan beban kapal pada kondisi penuh. Beban ini merupakan beban yang harus diangkat oleh masing-masing sayap depan maupun belakang. dengan mengetahui titik berat kapal maka dapat diketahui beban masing-masing sayap dan juga dapat ditentukan konfigurasi peletakkan sayap yang sesuai untuk sayap depan dan belakang.

Dalam perancangan sayap dengan flap tergantung pada beberapa parameter yang perlu optimisasi, parameter itu antara lain ; Aspec Ratio, Taper Ratio, Sudut defleksi flap, dan Chord flap ratio.

dari hasil perhitungan dan analisa yang terlihat dalam bentuk grafik-grafik maka dapat disimpulkan sebagai berikut :

1. Aspec ratio mempengaruhi distribusi lift sepanjang span, dimana nilai aspec ratio yang kecil distribusi lift terbesar terjadi pada root chord dan ini berkurang dengan naiknya nilai aspec ratio.
2. Aspec ratio yang besar akan mengurangi induced drag, sehingga lift yang dihasilkan sepanjang span lebih besar.

3. Aspect ratio yang membesar mengakibatkan span bertambah panjang, tetapi root chord dan tip chord semakin berkurang yang berakibat tipisnya sayap, yang mana kekuatan konstruksinya semakin kecil.
4. Taper ratio yang rendah mempunyai lift yang kecil pada root chord dan lift yang lebih besar pada tip chord dibandingkan sayap dengan taper ratio yang lebih tinggi.
5. Taper ratio yang rendah menunjukkan pada root chord ketebalannya lebih besar, sehingga semakin kecil harga taper ratio akan lebih mampu mengatasi bending momen.
6. Pemakaian flap merupakan usaha untuk menambah camber pada foil. Sudut defleksi flap merupakan usaha memberikan camber pada foil sehingga akan memperbesar sirkulasi pada sayap yang akhirnya menaikkan lift total sayap.
7. Harga chord flap ratio yang semakin besar akan menambah lift total sayap, kenaikan harga chord flap ratio pada nilai tertentu akan menurunkan lift total sayap.
8. Pengoperasian flap ini akan menaikkan C_{lmax} sehingga akan menurunkan kecepatan stall kapal, sehingga akan lebih aman saat take off maupun landing dan mampu mempertahankan kondisi foilborne saat kecepatan kapal menurun.

Dari hasil perhitungan dan analisa yang dilakukan maka untuk perancangan sayap dengan flap kapal hydrofoil FPB - 28 memiliki $AR = 3$, Taper Ratio = 0.3,

Sudut defleksi maksimum flap = 60° dan Chord flap ratio = 0.3, dengan pertimbangan :

Harga aspec ratio = 3 menghasilkan span 3,156 m yang mana besar span ini sesuai dengan kondisi badan kapal pada station ditempatkannya sayap = 3,2 m, sehingga pengontrolan terhadap sayap dan keamanannya dapat terpenuhi.

Harga chord flap ratio = 0,3 memberikan nilai total lift yang besar pada berbagai sudut defleksi flap dalam hal ini maximum sudut defleksi flap = 60° .

Dimensi sayap dengan flap untuk kapal hydrofoil FPB - 28 :

- ♦ Jenis foil = NACA seri 63-012
- ♦ Swept Back angle (Λ) = 20°
- ♦ Aspec ratio (AR) = 3
- ♦ Taper Ratio (λ) = 0.3
- ♦ Span (b) = 3.156
- ♦ Twist = -1
- ♦ Sudut defleksi max flap = 60°
- ♦ Chord flap ratio (Cf/C) = 0.3

Perancangan sayap ini merupakan bagian dari keseluruhan proses perancangan kapal hydrofoil secara keseluruhan pada spiral design.

DAFTAR PUSTAKA

DAFTAR PUSTAKA

1. Abbott, I.H. and Von Doenhoff, A.E. **Theory of Wing Section, Including a Summary of Airfoil Data**, Mc Graw Hill, New York, 1959
2. Anderson J.D. **Fundamental of Aerodynamics**, Mc Graw Hill, Singapore, 1988
3. Clancy, L.J. **Aerodynamics**, Pitman Publishing Co. London, 1975
4. Bhattacharya, R. **Dynamics of Marine Vehicles**, John Willey & Sons, New York, 1978
5. Djatmiko, E.B. **Peluang Pemanfaatan AMV. Untuk Menunjang System Transportasi Nasional di Indonesia**, Proceeding Seminar Kapal Cepat ITS, Juni 1994
6. Dommasch, Daniel O. **Airplane Aerodynamics**, Pitman Publishing Co. London, 1961
7. Fox, Robert W. and A.T. Mc Donald, **Introduction to Fluid Mechanics**, John Willey & Sons, New York, 1985
8. Kuethe, A.M. and Chow, Chuen Yuen, **Foundation of Aerodynamics**, John Willey & sons, New York, 1986
9. Mc Cormick, Barnes W. **Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics** John Willey & Sons, New York
10. Nuryanto, Prahoro Yulianto, **Transformasi Konformal Deret Laurent Untuk Aerofolli Multi Komponen**, Matematika ITS, 1994
11. Purwanto, Rudi, **Analisis Aerofolli dengan Transformasi Konformal Deret Laurent**, Matematika, 1993
12. Shevell, R.S. **Fundamentals of Flight**, Practice-Hall, new Jersey, 1989
13. Sulisetyono, Aries, **Analisa Perancangan Foil Dalam Modifikasi Kapal Cepat FPB - 28 Menjadi Tipe Kapal Hidrofoil**, Teknik Perkapalan, 1994

LAMPIRAN A

TABLE 1.—BASIC SPAN LIFT-DISTRIBUTION DATA
 Values of L_4 for tapered wings with rounded tips $c_{1b} = \frac{4\alpha_0 S}{cb} L_4$

c_1/c_0	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
Spanwise station $y/(b/2) = 0$											
2	-0.118	-0.121	-0.122	-0.122	-0.122	-0.121	-0.121	-0.121	-0.120	-0.120	-0.120
3	-0.151	-0.160	-0.162	-0.163	-0.165	-0.164	-0.164	-0.163	-0.162	-0.161	-0.160
4	-0.183	-0.192	-0.194	-0.194	-0.194	-0.190	-0.198	-0.197	-0.195	-0.194	-0.192
5	-0.211	-0.221	-0.224	-0.224	-0.225	-0.225	-0.224	-0.224	-0.221	-0.219	-0.218
6	-0.235	-0.244	-0.245	-0.245	-0.242	-0.242	-0.240	-0.247	-0.244	-0.243	-0.242
7	-0.256	-0.269	-0.273	-0.273	-0.274	-0.272	-0.270	-0.268	-0.264	-0.261	-0.258
8	-0.274	-0.288	-0.293	-0.293	-0.291	-0.290	-0.288	-0.286	-0.282	-0.279	-0.276
10	-0.308	-0.316	-0.322	-0.322	-0.322	-0.320	-0.318	-0.315	-0.311	-0.308	-0.304
12	-0.329	-0.342	-0.350	-0.349	-0.348	-0.345	-0.341	-0.337	-0.331	-0.323	-0.317
14	-0.350	-0.364	-0.370	-0.370	-0.368	-0.365	-0.360	-0.355	-0.350	-0.342	-0.334
16	-0.367	-0.380	-0.386	-0.385	-0.382	-0.379	-0.375	-0.370	-0.362	-0.356	-0.348
18	-0.384	-0.399	-0.405	-0.403	-0.400	-0.393	-0.387	-0.380	-0.376	-0.368	-0.360
20	-0.398	-0.411	-0.417	-0.415	-0.410	-0.404	-0.399	-0.392	-0.386	-0.378	-0.369
Spanwise station $y/(b/2) = 0.2$											
2	-0.074	-0.080	-0.083	-0.085	-0.086	-0.086	-0.086	-0.085	-0.085	-0.084	-0.083
3	-0.098	-0.106	-0.111	-0.112	-0.113	-0.113	-0.113	-0.112	-0.112	-0.110	-0.108
4	-0.117	-0.130	-0.135	-0.135	-0.137	-0.137	-0.137	-0.137	-0.137	-0.135	-0.132
5	-0.131	-0.144	-0.146	-0.146	-0.149	-0.149	-0.148	-0.148	-0.147	-0.146	-0.143
6	-0.145	-0.162	-0.173	-0.176	-0.176	-0.176	-0.176	-0.175	-0.175	-0.172	-0.170
7	-0.156	-0.178	-0.189	-0.191	-0.192	-0.191	-0.191	-0.191	-0.190	-0.186	-0.184
8	-0.168	-0.189	-0.200	-0.204	-0.204	-0.205	-0.205	-0.206	-0.205	-0.204	-0.204
10	-0.182	-0.207	-0.220	-0.224	-0.225	-0.225	-0.226	-0.226	-0.225	-0.225	-0.225
12	-0.197	-0.226	-0.239	-0.240	-0.239	-0.238	-0.238	-0.238	-0.237	-0.237	-0.237
14	-0.206	-0.234	-0.248	-0.249	-0.248	-0.248	-0.248	-0.248	-0.248	-0.248	-0.248
16	-0.212	-0.242	-0.256	-0.258	-0.257	-0.256	-0.256	-0.256	-0.256	-0.256	-0.255
18	-0.219	-0.247	-0.260	-0.264	-0.265	-0.265	-0.265	-0.265	-0.265	-0.264	-0.262
20	-0.222	-0.255	-0.269	-0.271	-0.271	-0.271	-0.272	-0.272	-0.272	-0.272	-0.270
Spanwise station $y/(b/2) = 0.4$											
2	-0.009	-0.011	-0.013	-0.015	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.015
3	-0.002	-0.010	-0.012	-0.013	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.017	-0.018	-0.018
4	0	-0.006	-0.011	-0.012	-0.016	-0.016	-0.016	-0.016	-0.020	-0.020	-0.021
5	0.004	-0.004	-0.010	-0.012	-0.016	-0.016	-0.018	-0.020	-0.021	-0.022	-0.023
6	0.009	-0.002	-0.008	-0.012	-0.016	-0.016	-0.020	-0.021	-0.022	-0.024	-0.026
7	0.012	-0.001	-0.010	-0.013	-0.017	-0.018	-0.020	-0.022	-0.025	-0.027	-0.029
8	0.014	0	-0.008	-0.012	-0.017	-0.019	-0.021	-0.025	-0.029	-0.030	-0.030
10	0.021	0.007	-0.002	-0.010	-0.017	-0.020	-0.022	-0.027	-0.030	-0.032	-0.032
12	0.028	0.009	-0.001	-0.010	-0.017	-0.021	-0.025	-0.029	-0.032	-0.036	-0.038
14	0.036	0.013	0	-0.010	-0.017	-0.021	-0.028	-0.031	-0.035	-0.040	-0.042
16	0.043	0.019	0.002	-0.008	-0.016	-0.022	-0.029	-0.034	-0.038	-0.041	-0.045
18	0.049	0.022	0.004	-0.008	-0.015	-0.022	-0.031	-0.038	-0.041	-0.043	-0.046
20	0.050	0.023	0.006	-0.006	-0.014	-0.022	-0.031	-0.038	-0.041	-0.046	-0.049
Spanwise station $y/(b/2) = 0.6$											
2	0.052	0.052	0.051	0.050	0.050	0.050	0.050	0.050	0.049	0.049	0.048
3	0.070	0.069	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068	0.068
4	0.085	0.082	0.081	0.080	0.080	0.080	0.080	0.080	0.080	0.080	0.080
5	0.099	0.095	0.092	0.091	0.091	0.091	0.091	0.091	0.090	0.090	0.090
6	0.109	0.107	0.104	0.102	0.101	0.101	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100
7	0.119	0.117	0.114	0.112	0.111	0.110	0.110	0.110	0.110	0.109	0.108
8	0.128	0.122	0.121	0.120	0.120	0.119	0.119	0.118	0.118	0.117	0.116
10	0.139	0.138	0.135	0.132	0.131	0.130	0.130	0.129	0.128	0.126	0.124
12	0.148	0.145	0.141	0.140	0.140	0.139	0.137	0.135	0.134	0.132	0.130
14	0.155	0.152	0.150	0.148	0.145	0.142	0.141	0.140	0.139	0.138	0.135
16	0.160	0.158	0.154	0.151	0.149	0.146	0.143	0.141	0.140	0.139	0.136
18	0.165	0.162	0.160	0.158	0.152	0.148	0.145	0.142	0.140	0.139	0.138
20	0.170	0.169	0.165	0.159	0.152	0.148	0.147	0.143	0.141	0.140	0.140

TABLE 1.—BASIC SPAN LIFT-DISTRIBUTION DATA.—(Continued.)

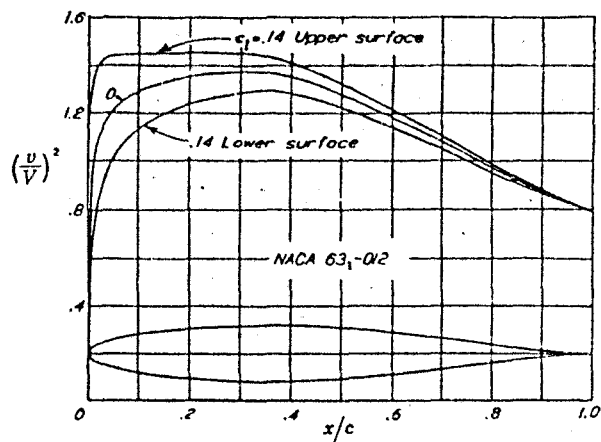
c_l/c_o	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
A											
Spanwise station $y/(b/2) = 0.8$											
2	0.072	0.079	0.080	0.082	0.083	0.085	0.085	0.086	0.086	0.084	0.081
3	0.088	0.098	0.101	0.102	0.104	0.108	0.109	0.110	0.110	0.108	0.106
4	0.100	0.113	0.120	0.123	0.125	0.128	0.128	0.130	0.130	0.130	0.129
5	0.109	0.125	0.135	0.138	0.140	0.143	0.147	0.148	0.149	0.148	0.149
6	0.115	0.135	0.148	0.152	0.156	0.160	0.160	0.162	0.163	0.164	0.165
7	0.121	0.142	0.158	0.163	0.169	0.172	0.173	0.173	0.174	0.174	0.175
8	0.126	0.149	0.164	0.174	0.180	0.182	0.182	0.183	0.183	0.184	0.184
10	0.136	0.160	0.178	0.188	0.195	0.200	0.201	0.202	0.203	0.201	0.198
12	0.145	0.170	0.188	0.200	0.208	0.212	0.214	0.216	0.216	0.214	0.210
14	0.152	0.182	0.200	0.210	0.216	0.221	0.223	0.227	0.228	0.225	0.220
16	0.159	0.186	0.205	0.216	0.222	0.229	0.232	0.233	0.236	0.232	0.229
18	0.161	0.197	0.215	0.224	0.230	0.235	0.239	0.242	0.243	0.242	0.238
20	0.166	0.201	0.220	0.232	0.237	0.241	0.245	0.248	0.248	0.248	0.247
Spanwise station $y/(b/2) = 0.9$											
2	0.059	0.068	0.072	0.073	0.075	0.076	0.075	0.075	0.075	0.075	0.075
3	0.068	0.083	0.092	0.098	0.099	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100	0.100
4	0.074	0.098	0.111	0.118	0.121	0.122	0.123	0.123	0.123	0.123	0.123
5	0.081	0.107	0.122	0.131	0.138	0.140	0.141	0.141	0.142	0.142	0.142
6	0.087	0.117	0.136	0.148	0.154	0.159	0.160	0.160	0.160	0.160	0.160
7	0.090	0.123	0.146	0.160	0.167	0.171	0.171	0.172	0.172	0.172	0.172
8	0.092	0.131	0.153	0.170	0.179	0.182	0.183	0.184	0.185	0.186	0.187
10	0.098	0.139	0.166	0.184	0.197	0.201	0.203	0.205	0.207	0.209	0.210
12	0.100	0.147	0.178	0.198	0.210	0.218	0.221	0.225	0.228	0.229	0.230
14	0.102	0.156	0.188	0.208	0.220	0.231	0.238	0.241	0.243	0.245	0.246
16	0.103	0.161	0.197	0.219	0.231	0.241	0.249	0.253	0.258	0.259	0.260
18	0.105	0.166	0.202	0.228	0.243	0.252	0.260	0.263	0.269	0.271	0.275
20	0.107	0.172	0.211	0.233	0.248	0.260	0.268	0.273	0.279	0.282	0.285
Spanwise station $y/(b/2) = 0.95$											
2	0.038	0.051	0.058	0.059	0.060	0.060	0.060	0.060	0.059	0.059	0.058
3	0.044	0.063	0.073	0.078	0.079	0.080	0.080	0.080	0.080	0.079	0.078
4	0.050	0.072	0.088	0.092	0.094	0.097	0.099	0.100	0.100	0.100	0.099
5	0.052	0.083	0.100	0.107	0.110	0.112	0.113	0.114	0.116	0.117	0.116
6	0.054	0.088	0.109	0.119	0.122	0.128	0.130	0.132	0.132	0.131	0.130
7	0.056	0.093	0.116	0.129	0.133	0.140	0.144	0.148	0.150	0.149	0.145
8	0.057	0.100	0.124	0.140	0.146	0.152	0.158	0.160	0.161	0.160	0.159
10	0.058	0.107	0.138	0.152	0.162	0.171	0.178	0.182	0.186	0.187	0.183
12	0.059	0.112	0.143	0.165	0.179	0.189	0.198	0.200	0.202	0.205	0.204
14	0.060	0.116	0.151	0.174	0.190	0.202	0.211	0.215	0.218	0.221	0.222
16	0.061	0.121	0.159	0.184	0.203	0.218	0.222	0.229	0.233	0.236	0.238
18	0.061	0.126	0.166	0.194	0.213	0.229	0.236	0.241	0.248	0.251	0.255
20	0.061	0.128	0.173	0.203	0.223	0.239	0.245	0.251	0.259	0.265	0.271
Spanwise station $y/(b/2) = 0.975$											
2	0.019	0.030	0.033	0.037	0.037	0.037	0.037	0.036	0.036	0.035	0.034
3	0.022	0.039	0.045	0.049	0.050	0.051	0.052	0.054	0.052	0.052	0.051
4	0.024	0.043	0.054	0.060	0.062	0.064	0.068	0.069	0.070	0.068	0.067
5	0.029	0.051	0.065	0.070	0.071	0.075	0.078	0.081	0.083	0.083	0.083
6	0.030	0.053	0.071	0.079	0.082	0.088	0.091	0.094	0.097	0.097	0.096
7	0.030	0.060	0.078	0.087	0.091	0.098	0.101	0.107	0.110	0.110	0.110
8	0.030	0.062	0.081	0.091	0.100	0.107	0.112	0.120	0.121	0.121	0.121
10	0.031	0.067	0.090	0.105	0.115	0.124	0.132	0.138	0.141	0.142	0.143
12	0.031	0.069	0.095	0.115	0.131	0.141	0.149	0.153	0.160	0.161	0.163
14	0.032	0.071	0.102	0.127	0.143	0.155	0.163	0.171	0.175	0.177	0.178
16	0.031	0.077	0.111	0.135	0.156	0.169	0.178	0.182	0.188	0.190	0.191
18	0.032	0.083	0.121	0.160	0.169	0.182	0.191	0.197	0.200	0.203	0.203
20	0.032	0.096	0.128	0.168	0.178	0.193	0.202	0.208	0.210	0.213	0.213

TABLE 2.—ADDITIONAL SPAN LIFT-DISTRIBUTION DATA
Values of L_e for tapered wings with rounded tips, $c_{l,1} = \frac{S}{cb} L_e$

y/b	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
Spanwise station $y/(b/2) = 0$											
2	1.439	1.400	1.367	1.339	1.316	1.301	1.298	1.292	1.290	1.287	1.282
3	1.489	1.430	1.385	1.350	1.322	1.302	1.288	1.275	1.263	1.253	1.246
4	1.527	1.452	1.400	1.360	1.329	1.302	1.279	1.250	1.242	1.226	1.211
5	1.559	1.473	1.414	1.369	1.333	1.301	1.272	1.248	1.225	1.204	1.186
6	1.585	1.492	1.428	1.378	1.338	1.300	1.267	1.237	1.211	1.187	1.163
7	1.609	1.510	1.440	1.386	1.340	1.300	1.264	1.232	1.203	1.176	1.149
8	1.629	1.534	1.456	1.392	1.344	1.300	1.264	1.229	1.198	1.165	1.135
10	1.661	1.558	1.473	1.409	1.355	1.306	1.264	1.222	1.187	1.152	1.120
12	1.686	1.578	1.490	1.420	1.361	1.308	1.261	1.219	1.180	1.143	1.109
14	1.708	1.592	1.502	1.429	1.366	1.309	1.260	1.214	1.173	1.136	1.100
16	1.726	1.610	1.513	1.433	1.368	1.309	1.255	1.208	1.165	1.127	1.090
18	1.741	1.623	1.525	1.441	1.370	1.308	1.252	1.203	1.160	1.118	1.080
20	1.755	1.632	1.531	1.446	1.372	1.307	1.250	1.199	1.152	1.109	1.070
Spanwise station $y/(b/2) = 0.2$											
2	1.369	1.329	1.300	1.279	1.267	1.260	1.258	1.256	1.253	1.250	1.248
3	1.405	1.346	1.308	1.279	1.260	1.248	1.241	1.234	1.228	1.221	1.214
4	1.434	1.363	1.318	1.284	1.260	1.243	1.232	1.220	1.209	1.198	1.186
5	1.459	1.377	1.324	1.288	1.260	1.240	1.223	1.208	1.194	1.181	1.168
6	1.477	1.388	1.329	1.290	1.259	1.236	1.218	1.200	1.184	1.169	1.151
7	1.491	1.393	1.332	1.291	1.259	1.236	1.214	1.193	1.174	1.157	1.138
8	1.502	1.401	1.338	1.294	1.261	1.236	1.212	1.189	1.168	1.148	1.129
10	1.513	1.411	1.347	1.299	1.265	1.236	1.209	1.182	1.158	1.137	1.114
12	1.520	1.417	1.349	1.302	1.265	1.233	1.202	1.172	1.148	1.126	1.102
14	1.527	1.423	1.354	1.307	1.268	1.232	1.201	1.170	1.144	1.119	1.094
16	1.532	1.428	1.358	1.308	1.269	1.232	1.199	1.164	1.135	1.110	1.087
18	1.539	1.429	1.359	1.309	1.270	1.231	1.195	1.160	1.130	1.103	1.078
20	1.547	1.431	1.360	1.311	1.271	1.230	1.190	1.155	1.123	1.098	1.069
Spanwise station $y/(b/2) = 0.4$											
2	1.217	1.190	1.178	1.172	1.172	1.171	1.170	1.169	1.169	1.168	1.168
3	1.220	1.191	1.176	1.166	1.161	1.160	1.159	1.158	1.157	1.156	1.155
4	1.223	1.192	1.173	1.163	1.156	1.151	1.149	1.148	1.147	1.146	1.145
5	1.226	1.193	1.172	1.159	1.149	1.142	1.140	1.138	1.136	1.134	1.133
6	1.229	1.193	1.171	1.155	1.145	1.138	1.132	1.126	1.127	1.126	1.125
7	1.229	1.193	1.170	1.152	1.140	1.131	1.124	1.121	1.120	1.119	1.118
8	1.228	1.192	1.166	1.150	1.138	1.128	1.120	1.116	1.113	1.111	1.110
10	1.228	1.192	1.167	1.148	1.132	1.121	1.113	1.108	1.104	1.102	1.100
12	1.228	1.192	1.166	1.145	1.125	1.111	1.107	1.102	1.099	1.094	1.090
14	1.228	1.191	1.161	1.136	1.116	1.104	1.100	1.096	1.090	1.087	1.082
16	1.228	1.189	1.156	1.131	1.112	1.101	1.097	1.091	1.086	1.081	1.075
18	1.228	1.186	1.152	1.129	1.111	1.100	1.092	1.087	1.080	1.076	1.070
20	1.228	1.182	1.149	1.127	1.110	1.098	1.089	1.083	1.078	1.071	1.065
Spanwise station $y/(b/2) = 0.6$											
2	0.970	0.978	0.984	0.992	1.003	1.010	1.012	1.014	1.016	1.018	1.019
3	0.950	0.962	0.975	0.985	0.996	1.004	1.011	1.018	1.023	1.030	1.038
4	0.932	0.948	0.962	0.978	0.992	1.002	1.008	1.014	1.023	1.035	1.050
5	0.920	0.938	0.953	0.971	0.985	1.000	1.008	1.015	1.024	1.036	1.053
6	0.909	0.930	0.949	0.966	0.981	0.993	1.002	1.013	1.024	1.039	1.055
7	0.900	0.920	0.940	0.959	0.975	0.989	1.000	1.012	1.024	1.039	1.054
8	0.891	0.916	0.938	0.956	0.972	0.988	0.999	1.011	1.024	1.039	1.053
10	0.881	0.907	0.929	0.947	0.961	0.976	0.992	1.008	1.023	1.039	1.052
12	0.872	0.901	0.923	0.941	0.959	0.972	0.989	1.006	1.022	1.038	1.051
14	0.868	0.895	0.918	0.937	0.951	0.969	0.986	1.003	1.019	1.035	1.049
16	0.861	0.888	0.912	0.931	0.948	0.964	0.983	1.000	1.017	1.033	1.046
18	0.854	0.883	0.906	0.925	0.944	0.963	0.981	0.999	1.015	1.032	1.047
20	0.851	0.876	0.898	0.920	0.940	0.959	0.979	0.995	1.012	1.028	1.046

TABLE 2.—ADDITIONAL SPAN LIFT-DISTRIBUTION DATA.—(Continued.)

c_l/c_s	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
Spanwise station $y/(b/2) = 0.8$											
2	0.615	0.678	0.712	0.731	0.740	0.745	0.746	0.746	0.747	0.747	0.748
3	0.589	0.659	0.700	0.726	0.743	0.754	0.764	0.772	0.782	0.790	0.799
4	0.568	0.644	0.691	0.723	0.746	0.764	0.781	0.795	0.806	0.816	0.824
5	0.548	0.632	0.685	0.720	0.748	0.769	0.790	0.808	0.822	0.834	0.845
6	0.531	0.619	0.676	0.717	0.748	0.775	0.800	0.820	0.838	0.851	0.862
7	0.517	0.609	0.670	0.713	0.748	0.778	0.802	0.827	0.845	0.861	0.875
8	0.504	0.600	0.663	0.710	0.748	0.779	0.808	0.834	0.854	0.872	0.886
10	0.486	0.585	0.653	0.704	0.748	0.783	0.815	0.842	0.868	0.887	0.905
12	0.472	0.576	0.648	0.702	0.748	0.788	0.821	0.847	0.877	0.899	0.919
14	0.462	0.569	0.641	0.699	0.748	0.789	0.825	0.858	0.887	0.911	0.933
16	0.456	0.564	0.638	0.698	0.748	0.791	0.830	0.862	0.894	0.921	0.944
18	0.450	0.559	0.636	0.698	0.750	0.796	0.835	0.870	0.901	0.930	0.953
20	0.444	0.545	0.629	0.698	0.753	0.801	0.842	0.878	0.909	0.937	0.962
Spanwise station $y/(b/2) = 0.9$											
2	0.378	0.465	0.508	0.525	0.531	0.534	0.535	0.535	0.537	0.538	0.539
3	0.352	0.447	0.500	0.528	0.543	0.552	0.559	0.564	0.568	0.571	0.575
4	0.331	0.435	0.495	0.532	0.554	0.569	0.581	0.590	0.598	0.603	0.609
5	0.314	0.424	0.490	0.531	0.560	0.583	0.600	0.613	0.622	0.630	0.636
6	0.300	0.416	0.487	0.531	0.565	0.595	0.615	0.631	0.643	0.652	0.659
7	0.290	0.410	0.484	0.535	0.572	0.603	0.628	0.646	0.660	0.671	0.678
8	0.282	0.403	0.481	0.536	0.579	0.612	0.638	0.658	0.679	0.698	0.712
10	0.266	0.383	0.472	0.541	0.590	0.625	0.656	0.679	0.698	0.718	0.731
12	0.251	0.378	0.469	0.542	0.597	0.639	0.669	0.698	0.715	0.739	0.756
14	0.245	0.370	0.468	0.545	0.602	0.648	0.684	0.715	0.739	0.759	0.776
16	0.239	0.366	0.468	0.547	0.609	0.659	0.698	0.729	0.759	0.780	0.801
18	0.234	0.367	0.470	0.552	0.618	0.669	0.710	0.743	0.773	0.800	0.822
20	0.231	0.368	0.473	0.560	0.626	0.679	0.722	0.759	0.791	0.819	0.846
Spanwise station $y/(b/2) = 0.95$											
2	0.231	0.296	0.334	0.358	0.370	0.370	0.381	0.383	0.396	0.398	0.399
3	0.209	0.290	0.339	0.369	0.390	0.401	0.407	0.412	0.416	0.419	0.420
4	0.191	0.286	0.342	0.378	0.402	0.425	0.438	0.444	0.449	0.454	0.456
5	0.176	0.281	0.344	0.384	0.415	0.438	0.449	0.458	0.463	0.469	0.471
6	0.166	0.275	0.346	0.392	0.428	0.451	0.466	0.475	0.482	0.490	0.496
7	0.155	0.272	0.346	0.396	0.438	0.464	0.481	0.494	0.502	0.510	0.515
8	0.148	0.261	0.342	0.403	0.448	0.474	0.495	0.510	0.521	0.529	0.534
10	0.138	0.255	0.346	0.410	0.460	0.495	0.520	0.538	0.553	0.566	0.575
12	0.132	0.254	0.348	0.419	0.473	0.511	0.542	0.565	0.583	0.598	0.608
14	0.129	0.252	0.349	0.423	0.482	0.529	0.562	0.588	0.609	0.629	0.640
16	0.126	0.252	0.351	0.432	0.495	0.546	0.581	0.610	0.635	0.655	0.671
18	0.122	0.254	0.357	0.439	0.502	0.558	0.598	0.629	0.658	0.682	0.702
20	0.121	0.258	0.364	0.449	0.516	0.569	0.613	0.648	0.680	0.707	0.730
Spanwise station $y/(b/2) = 0.975$											
2	0.132	0.172	0.207	0.239	0.263	0.273	0.274	0.277	0.279	0.281	0.282
3	0.119	0.166	0.210	0.250	0.278	0.293	0.291	0.294	0.298	0.300	0.301
4	0.107	0.163	0.214	0.258	0.288	0.306	0.308	0.311	0.315	0.319	0.322
5	0.098	0.158	0.217	0.269	0.304	0.320	0.322	0.328	0.333	0.338	0.342
6	0.089	0.152	0.219	0.272	0.314	0.332	0.340	0.344	0.350	0.357	0.361
7	0.081	0.158	0.222	0.278	0.320	0.342	0.351	0.359	0.366	0.373	0.381
8	0.077	0.158	0.228	0.283	0.328	0.352	0.363	0.374	0.383	0.391	0.400
10	0.069	0.158	0.233	0.295	0.343	0.373	0.380	0.403	0.415	0.428	0.438
12	0.068	0.161	0.242	0.308	0.360	0.395	0.413	0.430	0.448	0.461	0.473
14	0.066	0.163	0.248	0.320	0.376	0.413	0.438	0.458	0.478	0.495	0.510
16	0.064	0.160	0.255	0.331	0.394	0.435	0.463	0.488	0.510	0.529	0.546
18	0.063	0.169	0.263	0.346	0.412	0.461	0.492	0.519	0.539	0.560	0.580
20	0.062	0.171	0.271	0.363	0.435	0.483	0.515	0.544	0.570	0.593	0.615



x (per cent c)	h (per cent c)	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_0/V$
0	0	0	0	2.336
0.5	0.985	0.750	0.866	1.695
0.75	1.104	0.925	0.962	1.513
1.25	1.519	1.005	1.003	1.266
2.5	2.102	1.129	1.063	0.933
5.0	2.925	1.217	1.103	0.682
7.5	3.542	1.261	1.123	0.559
10	4.039	1.294	1.138	0.484
15	4.799	1.350	1.163	0.387
20	5.342	1.349	1.161	0.326
25	5.712	1.362	1.167	0.283
30	5.930	1.370	1.170	0.249
35	6.000	1.366	1.169	0.221
40	5.929	1.348	1.161	0.196
45	5.704	1.317	1.148	0.174
50	5.370	1.276	1.130	0.155
55	4.935	1.229	1.109	0.137
60	4.420	1.181	1.087	0.121
65	3.840	1.131	1.063	0.106
70	3.210	1.076	1.037	0.091
75	2.556	1.023	1.011	0.079
80	1.902	0.969	0.984	0.067
85	1.274	0.920	0.959	0.055
90	0.707	0.871	0.933	0.042
95	0.250	0.826	0.909	0.029
100	0	0.791	0.889	0

L.E. radius: 1.087 per cent c

NACA 63-012 Basic Thickness Form

LAMPIRAN B

```

uses crt,graph;
var
  vef,vo,w,clo,ro, g,lf,
  a,s,tr,b,crata,cr,ct,k,
  delta,cfr,x,z,teta,cls,xx,
  too,n,m,dcl,dclm,clm,cx,cz      : real;
  yb,y,c,la,lb,cla,clb,cl,l      : array[1..50] of real;
  i,ar,j,i1,i2,dg,mg,b1,p,x1,z1   : integer;
label 1,2,3,4,5,6;

BEGIN
  clrscr;
  writeln('
  writeln('
  writeln('
  writeln('
  write('-----');
  writeln('-----');
  vo := 20.56;
  w  := 412849.43;
  clo := 0.65;
  ro := 1025;
  g  := 9.81;

1:
  write('Swept Back (10 - 30)      = '); readln(a);
  if (a<10) or (a>30) then goto 1;
  vef := vo*cos(pi*a/180);
  s   := 2*w/(ro*clo*exp(2*ln(vef)));

2:
  write('Taper rasio (0 - 1, 1 desimal) = '); readln(tr);
  if (tr<0) or (tr>1) then goto 2;

3:
  write('Aspec rasio (2 - 20) bulat   = ');
  readln(ar);
  if (ar<2) or (ar>20) then goto 3;
  b := sqrt(ar*s);

```

```

crata := b/ar;
cr := 2*crata/(1+tr);
ct := cr*tr;
k := (ct-cr)/b*2;

4:
write('Defleksi flap (0 - 60 derajat) = ');readln(delta);
if (delta<0) or (delta>60) then goto 4;

5:
write('Chord flap rasio (0 - 0.6) = '); readln(cfr);
if (cfr<0) or (cfr>0.6) then goto 5;

6 :
write('Posisi flap dari CL      b/2 x = ');readln(x);
write('Panjang flap           b/2 x = '); readln(z);
if (z+x) > 1 then goto 6;
if (2*cfr-1) > 0 then teta:= arctan((sqrt(1-sqr(2*cfr-1)))/(2*cfr-1)) else
teta := arctan((sqrt(1-sqr(2*cfr-1)))/(2*cfr-1))+pi;
too := 1 - (teta - sin(teta))/pi;
if delta = 0 then n:= 0.811 else
n := 0.811+ 0.004775*delta-0.0006779167*sqr(delta)
      +0.000025875*exp(3*ln(delta))-0.0000005208*exp(4*ln(delta))
      +0.0000000037*exp(5*ln(delta));
dcl := 0.003*too*n*delta;
if cfr = 0 then m := 1 else
m := 1+ 1.766667*cfr-14.1208333*sqr(cfr)
      +24.21875*exp(3*ln(cfr))-17.291667*exp(4*ln(cfr))
      +4.4270833*exp(5*ln(cfr));
delm := m*dcl;
clm := 0.655+delm;writeln;
xx := 0;
i := 0;
repeat
  i := i +1;
  yb/iA := xx;
  xx := xx+ 0.025;
until xx > 1;
j := i;

```

```

clrscr;
for i := 1 to 41 do
Begin
  if (i=1) or (i=9) or (i = 17) or (i=25) or (i=33) or (i=37) or
  (i=39) or (i=40) then
  Begin
    yEiA :=ybEiA*b/2;
    cEiA := cr +(k*yEiA);
    writeln('Y/(b/2) E',i,'A      = ',ybEiA:10:3);
    writeln('Y E',i,'A          = ',yEiA:10:3);
    writeln('C E',i,'A          = ',cEiA:10:3);
    write ('La E',i,'A          = '); readln(laEiA);
    write ('Lb E',i,'A          = '); readln(lbEiA);
    claEiA := s*laEiA/cEiA/b;
    clbEiA := -0.1*s*lbEiA/cEiA/b;
    writeln('ClaE',i,'A          = ',claEiA:10:3);
    writeln('ClbE',i,'A          = ',clbEiA:10:3);
    if (ybEiA < x ) or (ybEiA > (x+z)) then cls := 0.65 else cls := clm;
    clEiA  := claEiA*cls+clbEiA ;
    lEiA   := 0.5*ro*sqr(vef)*clEiA*cEiA;
    writeln('Cl E',i,'A          = ',clEiA:10:3);
    writeln('L E',i,'A          = ',lEiA:10:3);
    writeln;
  End;
End;
for i := 1 to 41 do
Begin
  if (i<>1) and (i<>9) and (i<>17) and (i<>25) and
  (i<>33) and (i<>37) and (i<>39) and (i<>40) then
  Begin
    if i < 9 then
    Begin
      i1 := 1; i2 :=9
    End else
    if i < 17 then
    Begin

```



```

    i1 := 9; i2 := 17;
End else
if i < 25 then
Begin
    i1 := 17; i2 := 25;
End else
if i < 33 then
Begin
    i1 := 25; i2 := 33;
End else
if i < 37 then
Begin
    i1 := 33; i2 := 37;
End else
if i < 41 then
Begin
    i1 := i-1; i2 := i+1;
End else
Begin
    i1 := 39; i2 := 40;
End;
yiA := ybiA*b/2;
ciA := cr +(k*yiA);
laiA := lai1A + (lai2A - lai1A)*(ybiA-ybi1A)/(ybi2A-ybi1A);
lbiA := lbi1A + (lbi2A - lbi1A)*(ybiA-ybi1A)/(ybi2A-ybi1A);
claiA := s*laiA/ciA/b;
clbiA := -0.1*s*lbiA/ciA/b;
if (YiA < x * b / 2 ) or (yiA > (x+z)*b/2) then
cls := 0.65 else cls := clm;
cliA := claiA*cls+clbiA;
liA := 0.5*ro*sqr(vef)*cliA*ciA;
end;
end;
lf := l1A + l41A;
for i := 2 to 40 do
lf := lf + 2*liA;

```

```

lf := lf*0.025*b/2;
clrscr;
writeln('          HASIL PERHITUNGAN GAYA ANGKAT SAYAP DENGAN FLAP ');
writeln('          UNTUK KAPAL HIDROFOIL FPB-28');
writeln;
write('-----');
writeln('-----');
write(' Y/(b/2)      Y      C      La');
writeln('      Lb      Cl      L');
write('-----');
writeln('-----');
for i:=1 to 41 do
Begin
  if (i = 15) OR (i = 30) then
  Begin
    readln;
    clrscr;
    write('-----');
    writeln('-----');
    write(' Y/(b/2)      Y      C      La ');
    writeln(' Lb      Cl      L');
    write('-----');
    writeln('-----');
  End;
  write(yb#iA:10:3,y#iA:10:3,c#iA:10:3,la#iA:10:3);
  writeln(lb#iA:10:3,cl#iA:10:3,l#iA:15:3);
end;
readln;
clrscr;
gotoxy(15,6);
writeln('SWEPT BACK      = ',A:7:3,'      ASPEC RASIO      = ',AR:7);
gotoxy(15,8);
writeln('TAPER RASIO      = ',TR:7:3,'      DEFLEKSI FLAP      = ',DELTA:7:3);
gotoxy(15,10);
writeln('CHORD FLAP RASIO = ',CFR:7:3,'      SPAN ( b )      = ',B:7:3,' m');
gotoxy(15,12);

```

```

writeln('ROOT CHORT ( Cr )= ',CR:7:3,'    TIP CHORD ( Ct ) = ',CT:7:3);
gotoxy(15,14);writeln('LIFT  = ',lf :10:3,' Newton');
readln;
clrscr;
dg := cga;
mg := cgac1;
initgraph(dg,mg,' ');
æ SAYAP KANAN æ
p := round((b/2)*(sin(a*pi/180)/cos(a*pi/180))*40);
b1:= round((b/2)*40);
line(160,40,b1+160,p+40);
line(b1+160,p+40,b1+160,P+40+round(ct*40));
line(b1+160,p+40+round(ct*40),160,round(cr*40)+40);
æ SAYAP KIRI æ
line(160,40,160-b1,p+40);
line(160-b1,p+40,160-b1,P+40+round(ct*40));
line(160-b1,p+40+round(ct*40),160,round(cr*40)+40);
æ FLAP KANAN æ
x1 := round(x*b/2*(sin(a*pi/180)/cos(a*pi/180))*40);
cx := cr + (k*x*b/2);
line(round(x*b/2*40)+160,40+x1+round((1-cfr)*cx*40),
round(x*b/2*40)+160,40+x1+round((1-cfr)*cx*40)+round(cfr*cx*40));
z1 := round((z+x)*b/2*(sin(a*pi/180)/cos(a*pi/180))*40);
cz := cr + (k*(x+z)*b/2);
line(round((x+z)*b/2*40)+160,40+z1+round((1-cfr)*cz*40),
round((x+z)*b/2*40)+160,40+z1+round((1-cfr)*cz*40)+round(cfr*cz*40));
line(round(x*b/2*40)+160,40+x1+round((1-cfr)*cx*40),
round((x+z)*b/2*40)+160,40+z1+round((1-cfr)*cz*40));
æ FLAP KIRI æ
line(160-round(x*b/2*40),40+x1+round((1-cfr)*cx*40),
160-round(x*b/2*40),40+x1+round((1-cfr)*cx*40)+round(cfr*cx*40));
line(160-round((x+z)*b/2*40),40+z1+round((1-cfr)*cz*40),
160-round((x+z)*b/2*40),40+z1+round((1-cfr)*cz*40)+round(cfr*cz*40));
line(160-round(x*b/2*40),40+x1+round((1-cfr)*cx*40),
160-round((x+z)*b/2*40),40+z1+round((1-cfr)*cz*40));
readln;

```

END.

PERHITUNGAN GAYA ANGKAT SAYAP DENGAN FLAP
UNTUK KAPAL HIDROFOIL FPB-28

Oleh : Baharuddin Ali

NRP : 4914100399

Swept Back (10 - 30)	=	25
Taper rasio (0 - 1, 1 desimal)	=	0.6
Aspec rasio (2 - 20) bulat	=	5
Defleksi flap (0 - 60)	=	30
Chord flap rasio (0 - 0.6)	=	0.2
Posisi flap dari CL	b/2 x =	0.6
Panjang flap	b/2 x =	0.3

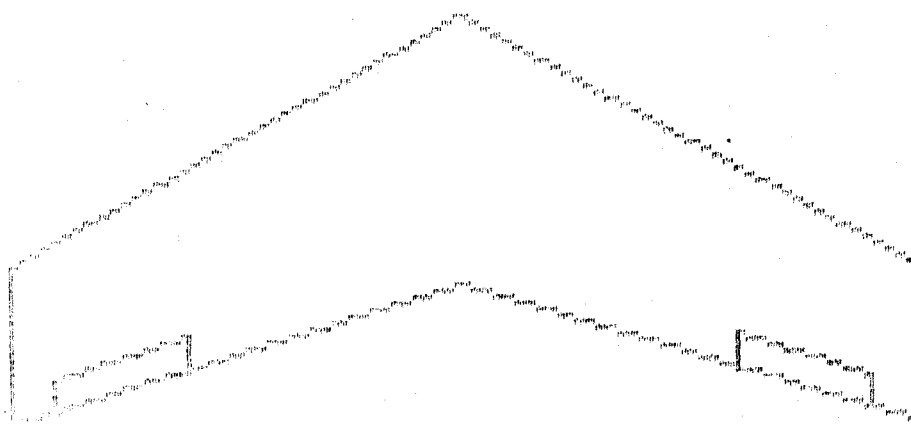
HASIL PERHITUNGAN GAYA ANGKAT SAYAP DENGAN FLAP
UNTUK KAPAL HIDROFOIL FPB-28

Y/(b/2)	Y	C	La	Lb	Cl	L
0.000	0.000	1.056	1.272	-0.224	0.679	127676.188
0.025	0.053	1.046	1.266	-0.216	0.682	126953.574
0.050	0.106	1.035	1.260	-0.208	0.685	126230.960
0.075	0.158	1.024	1.254	-0.199	0.688	125508.346
0.100	0.211	1.014	1.248	-0.191	0.692	124785.732
0.125	0.264	1.003	1.241	-0.183	0.695	124063.118
0.150	0.317	0.993	1.235	-0.174	0.698	123340.505
0.175	0.370	0.982	1.229	-0.166	0.702	122617.891
0.200	0.422	0.972	1.223	-0.158	0.705	121895.277
0.225	0.475	0.961	1.213	-0.141	0.705	120622.011
0.250	0.528	0.951	1.202	-0.123	0.706	119348.744
0.275	0.581	0.940	1.192	-0.106	0.706	118075.478
0.300	0.634	0.929	1.181	-0.089	0.706	116802.212
0.325	0.686	0.919	1.171	-0.072	0.707	115528.946

Y/(b/2	Y	C	La	Lb	C1	L
0.350	0.739	0.908	1.161	-0.054	0.707	114255.679
0.375	0.792	0.898	1.150	-0.037	0.707	112982.413
0.400	0.845	0.887	1.140	-0.020	0.708	111709.147
0.425	0.898	0.877	1.123	-0.006	0.704	109888.047
0.450	0.951	0.866	1.107	0.008	0.701	108066.947
0.475	1.003	0.855	1.090	0.022	0.698	106245.848
0.500	1.056	0.845	1.074	0.036	0.695	104424.748
0.525	1.109	0.834	1.057	0.049	0.691	102603.648
0.550	1.162	0.824	1.041	0.063	0.688	100782.549
0.575	1.215	0.813	1.024	0.077	0.684	98961.449
0.600	1.267	0.803	1.008	0.091	0.680	97140.350
0.625	1.320	0.792	0.981	0.098	0.769	108331.377
0.650	1.373	0.782	0.954	0.105	0.756	105175.222
0.675	1.426	0.771	0.926	0.112	0.744	102019.067
0.700	1.479	0.760	0.899	0.119	0.731	98862.912

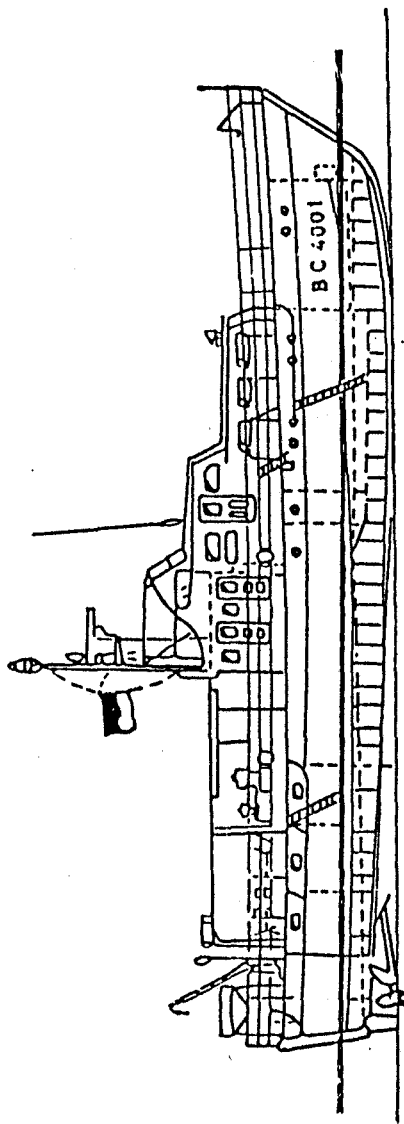
Y/(b/2	Y	C	La	Lb	C1	L
0.725	1.531	0.750	0.872	0.126	0.717	95706.757
0.750	1.584	0.739	0.845	0.133	0.704	92550.602
0.775	1.637	0.729	0.817	0.140	0.689	89394.448
0.800	1.690	0.718	0.790	0.147	0.675	86238.293
0.825	1.743	0.708	0.743	0.146	0.643	80942.744
0.850	1.795	0.697	0.695	0.144	0.610	75647.195
0.875	1.848	0.686	0.647	0.143	0.576	70351.646
0.900	1.901	0.676	0.600	0.141	0.541	65056.097
0.925	1.954	0.665	0.525	0.127	0.417	49348.230
0.950	2.007	0.655	0.449	0.113	0.362	42180.351
0.975	2.059	0.644	0.322	0.078	0.264	30295.280
1.000	2.112	0.634	0.195	0.043	0.163	18410.209

SWEPT BACK = 25.000 ASPEC RASIO = 5
TAPER RASIO = 0.600 DEFLEKSI FLAP = 30.000
CHORD FLAP RASIO = 0.200 SPAN (b) = 4.225
ROOT CHORD (C_r) = 1.056 TIP CHORD (C_t) = 0.634
LIFT = 424351.626 Newton

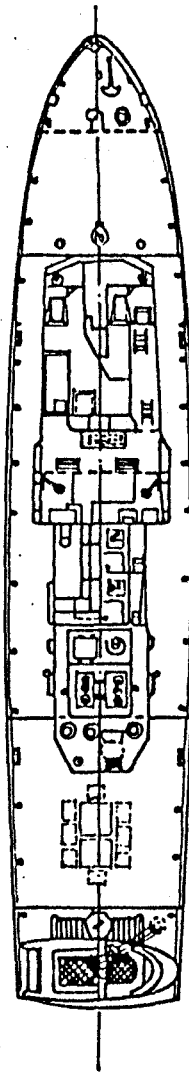


LAMPIRAN C

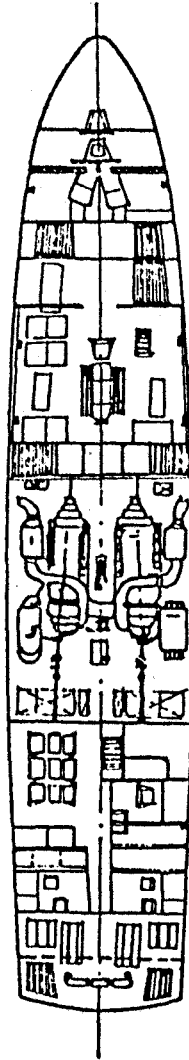
GENERAL ARRANGEMENT



PROFILE



MAIN DECK



BELOW MAIN DECK